



Державне підприємство
"Конструкторське бюро "Південне" ім. М.К. Янгеля"

ПРОЄКТУВАННЯ БОРТОВОГО АПАРАТУРНОГО КОМПЛЕКСУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Навчально-методичний посібник

Розробник

Провідний науковий співробіт-
тник, д.т.н., професор

В.С. Хорошилов

Зміст

Вступ.....	4
1 ОРБИТАЛЬНИЙ РУХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ.....	5
1.1 Необурений рух	5
1.2 Обурений рух	5
2 РІВНЯННЯ РУХУ КА БІЛЯ ЦЕНТРА МАС	10
3 ФОРМУЛИ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ВЕЛИЧИН МОМЕНТІВ, ЩО ДІЮТЬ НА КОСМІЧНИЙ АПАПАТ	12
3.1 Гравітаційний момент	12
3.2 Аеродинамічний момент	12
3.3 Момент від дії магнітного поля	13
3.4 Момент від тиску світла	14
4 ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ.....	15
4.1 Площа сонячної батареї.....	15
4.2 Вага сонячної батареї.....	16
4.3 Потужність сонячної батареї.....	16
5 РОЗРАХУНОК БЛОКУ ХІМІЧНИХ БАТАРІВ	17
6 ПРОЕКТУВАННЯ ТОКОЗЙОМНИКА	19
6.1 Вибір схемно-технічного рішення контактного струмознімач.....	19
6.2 Опис конструкції контактної кільця	20
7 ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ГРАВІТАЦІЙНОГО СТАБІЛІЗУТОРА	22
8 МАГНІТНИЙ ДЕМПФЕР СИСТЕМИ ГРАВІТАЦІЙНОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ..	23
8.1 Розрахунок параметрів МД	24
9 РОЗРАХУНОК ЗАПISУ РОБОЧОГО ТІЛА (ІМПУЛЬСУ ТЯГИ) ДВИГОТВОЛЬНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ РУХОМ ДО НАВЕЧІ ЦЕНТРА МАС	26
9.1 Режим заспокоєння та побудови орбітальної системи координат.....	26
9.2 Режим розвантаження двигунів-маховиків	29
10 ВИБІР ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ МАГНІТНОЇ СИСТЕМИ КОРЕКЦІЇ КІНЕТИЧНОГО МОМЕНТУ ДВИГУНІВ - МАХОВИКІВ.....	30
10.1 Обурюючі та керуючі моменти	30
10.2 Спрощений метод визначення параметрів системи	31
11 ВИМОГИ, ЩО ПРЕД'ЯВЛЯЮТЬСЯ ДО КОНСТРУКЦІЇ КА ЗІ СТОРОНИ РОЗРОБНИКІВ НАПІВАКТИВНИХ СУОС	34

12 ВИМОГИ, ЩО ПРЕД'ЯВЛЯЮТЬСЯ ДО КОНСТРУКЦІЇ КА ЗІ СТОРОНИ РОЗРОБНИКІВ АКТИВНИХ СУОС.....	35
13 РАДІОТЕЛЕМЕТРИЧНА СИСТЕМА.....	36
14 АНТЕННИ ІЗЗ І ЗЕМНИХ СТАНЦІЙ	42
14.1 Особливості антен супутникових систем	42
14.2 Основні параметри антен	43
14.3 Бортові антени ШСЗ	50
14.4 Антено – хвилеводні тракти.....	52
15 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАДАНИХ ТЕМПЕРАТУР І ПРИНЦИПИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ	57
16 ОСОБЛИВОСТІ РОЗРОБКИ НЕГЕРМЕТИЧНИХ ОТСЕКІВ	62
16.1 Питання забезпечення температурних режимів в умовах герметичного відсіку та в умовах відсіку, в якому газ відсутній.....	62
16.2 Забезпечення теплового режиму приладів у негерметичному відсіку ...	65
16.3 Виникнення електричних розрядів у газі відсіку	67
17 ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ РОЗМІРІВ КА ГЕРМЕТИЧНОГО ВИКОНАННЯ.....	68
18 ГАЗОВЕ СЕРЕДОВИЩЕ У ГЕРМЕТИЧНИХ ВІДСІКАХ.....	69
19 МЕТОДИ ГЕРМЕТИЗАЦІЇ	74
20 РОЗРАХУНОК МАС, КООРДИНАТ ЦЕНТРІВ МАС І МОМЕНТІВ ІНЕРЦІЇ ДЕТАЛІВ, ЗБІРКОВИХ ОДИНИЦЬ І КА В ЦІЛОМУ	75
21 ПРО РАЦІОНАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КА	76
21.1 Поняття про процес проектування	76
21.2 Варіант алгоритму раціонального проектування.....	82
Література.....	86

ВСТУП

Метою курсу є підготовка слухачів до вирішення конкретних інженерних завдань, що виникають під час створення автоматичних космічних апаратів (АКА).

Даються методики вибору чи передумови вибору основних параметрів бортових систем апаратів. Викладаються засади розробки конструкції окремих вузлів АКА. Висвітлюються особливості розробки негерметичних відсіків із апаратурою. Значна увага приділяється зв'язкам між параметрами окремих систем, траєкторією польоту, конструкцією та програмою польоту АКА. Відзначаються вимоги до конструкції АКА з боку розробників бортових систем.

1 ОРБИТАЛЬНИЙ РУХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

1.1 Необурений рух

При аналізі орбітального руху КА зазвичай нехтують їх розмірами, вважаючи, що вся маса КА зосереджена в одній точці - центрі мас O [1]. При цьому рух КА розглядають як рух матеріальної точки O . Необуреним, або кеплерівським, рухом називають такий рух матеріальної точки, який відбувається під дією тільки однієї відцентрової сили гравітаційного тяжіння, величина якої обернено пропорційна квадрату відстані до центру O , що притягує. Центральне тіло, що притягує, сприймається як тіло сферичної структури. У цьому випадку його гравітаційне поле співпадає з центральним полем точки, що притягується. Потенціал такого поля визначається формулою

$$U = \mu/r,$$

де μ - гравітаційний параметр Землі, r - радіус-вектор точки O , проведений з центру тяжіння O_1 .

Розглянемо абсолютну геоцентричну (екваторіальну) систему координат $O_1X_{r.a}Y_{r.a}Z_{r.a}$. Початок її розташований у центрі Землі. Вісь $O_1X_{r.a}$ направлена в точку весняного рівнодення γ , а вісь $O_1Z_{r.a}$ - вздовж осі обертання Землі в сторону північного полюса, $O_1Y_{r.a}$ вісь доповнює систему до правої.

Диференціальні рівняння, що описують рух матеріальної точки O в абсолютній системі координат, мають вигляд (у прямокутних координатах):

$$\ddot{x} = \frac{\partial U}{\partial x} = -\mu \frac{x}{r^3}; (\ddot{y}, \ddot{z} \rightarrow \ddot{x}).;$$

1.2 Обурений рух

1.2.1 Обурюючі фактори

Для точного обчислення елементів орбіти КА необхідно розглянути фактори, що обурюють, які викликають відхилення від кеплерівського руху. До цих факторів можна віднести додаткові сили тяжіння Землі, зумовлені її несферичністю, сили тяжіння Місяця, Сонця та інших планет, аеродинамічні та електромагнітні сили, світловий тиск та ін. Дія цих сил або постійно або змінюється в міру переміщення КА по орбіті. Тому вони називаються постійно діючими силами, що обурюють.

Крім того, в орбітальному польоті КА може зазнавати ударів метеоритних тіл, тяжіння інших КА, короткочасні гальмівні або прискорювальні імпульси при включенні бортових ракетних двигунів. Такі сили, що обурюють, називаються миттєвими або імпульсними.

Постійно діючі і імпульсні сили, що обурюють, призводять до того, що справжні параметри руху КА по орбіті відрізняються від параметрів, розрахованих за формулами кеплерівського руху. Ця відмінність дійсних параметрів руху від розрахункових прийнято називати обуренням, а сам рух КА під дією хоча б однієї збурюючої сили - обуреним.

Усі обурення поділяються на вікові та періодичні. Вікові обурення безперервно змінюють елементи орбіти пропорційно часу.

Періодичними називаються такі обурення, значення яких повторюються через певний інтервал часу. Вони поділяються на короткоперіодичні та довгоперіодичні.

1.2.2 Облік постійно діючих сил

Вплив постійно діючих збурюючих сил можна враховувати двома шляхами: чисельним інтегруванням диференціальних рівнянь руху із заданими величинами збурюючих сил, а також розкладанням у ряд правих частин диференціальних рівнянь і почленним аналітичним інтегруванням цього ряду.

Часто використовуються наведені нижче методи обліку постійно діючих збурюючих сил.

а) Метод Кауелла. Цей метод полягає у чисельному інтегруванні повного прискорення

$$\frac{d^2x}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3}x + \sum_{i=1}^n \ddot{X}_i; (y, z \rightarrow x),$$

де \ddot{X}_i - прискорення, що обурюють.

Метод Кауелла рекомендується застосовувати, коли збурюючі сили такі або перевищують за величиною центральну силу.

б) Метод Енке. Він полягає в інтегруванні відхилень від опорної орбіти. У цьому випадку для визначення координат КА інтегруються лише прискорення, що обурюють $\sum_{i=1}^n \ddot{X}_i$. Цей метод доцільно застосовувати в тих випадках, коли прискорення, що обурюють, невеликі.

в) Метод оскулюючих елементів. Положення, форма, розміри орбіти і положення КА на ній при незбуреному русі повністю характеризуються шістьма елементами орбіти: нахилом орбіти i , довготою висхідного вузла Ω , ексцентриситетом e , фокальним параметром орбіти p , аргументом перигея ω , моментом проходження апарату через перицентр τ . За наявності збурюючих сил орбіта відрізнятиметься від кеплерової.

Однак можна вважати, що КА в кожен момент часу знаходиться на деякій кеплеровій орбіті, на якій він виявився б, якби в момент t припинилася дія обурюючої сили. Для кожного моменту часу t буде своя орбіта кеплерова. Інакше кажучи, орбіта, на якій знаходиться КА, змінюється з плином часу. Це означає, що елементи орбіти є функціями часу t , але у кожен час вона стосується справжньої орбіти КА у тій точці, де у цей час перебуває КА. Безперервно змінювана кеплерова орбіта, яка будується таким чином, називається оскулюючою, а її елементи $\Omega(t)$, $i(t)$, $e(t)$, $p(t)$, $\omega(t)$, $\tau(t)$ - оскулюючими.

1.2.3 Обурення, викликані несферичністю Землі

Часто з достатньою для практики точністю земний геоїд можна замінити сплеснутим еліпсоїдом обертання, у якого центр мас збігається з центром мас Землі, а мала вісь проходить через центр обертання Землі. Такий еліпсоїд називається загальним земним еліпсоїдом, а його поле тяжіння - нормальним. З точністю до членів першого порядку кривти відносно стискування

$$\alpha [\alpha = (a_e - b_e)/a_e,$$

де a_e - велика полувісь (радіус екватора), b_e - мала піввісь (0,5 полярної осі).

Потенціал нормального поля тяжіння може бути визначений таким чином

$$U = \frac{\mu}{r} - \frac{\varepsilon}{3r^3}(3\sin^2\varphi - 1)$$

Тут $\varepsilon = \mu a_e^2(\alpha - \frac{\Omega_e a_e}{2g_0})$, r і φ - радіус-вектор і геоцентрична широта точки, в якій визначається U . Різниця між потенціалом земного еліпсоїда і потенціалом сферичної Землі називається потенціалом додаткової сили тяжіння Землі. Його величина така

$$\Delta U = \frac{\varepsilon}{3r^3}(1 - 3\sin^2u \sin^2i),$$

де u - аргумент широти, а складові обурюючого прискорення визначаються по формулах

$$a_x = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2u \sin^2 i;$$

$$a_y = \frac{\varepsilon}{r^4} (3\sin^2 u \sin^2 i - 1);$$

$$a_z = \frac{\varepsilon}{r^4} \sin^2 u \sin 2i.$$

1.2.4 Обурення, атмосфери, що викликаються опором

Основні ділянки орбіт КА проходять на висотах більше 150..200 км, де атмосфера у край розріджена і тому чинить малий опір руху КА. Але оскільки опір є постійно діючою силою, то, незважаючи на свою крихту, після закінчення достатнього часу воно може істотно змінити елементи орбіти КА.

Величина опору атмосфери визначає аеродинамічну силу R . Ця сила зазвичай представляється у вигляді рівнодійної трьох сил (лобового опору \bar{Q} у, підйомною \bar{Y} і бічною \bar{Z}), які є її складовими по осях швидкісної системи координат $Ox_v y_v z_v$ і визначаються по формулах,

$$Q = c_x S_m \frac{\rho v^2}{2};$$

$$Y = c_y S_m \frac{\rho v^2}{2};$$

$$Z = c_z S_m \frac{\rho v^2}{2},$$

де

S_m - площа міделя - найбільшого (чи характерного) поперечного перерізу КА, m^2 ;

v - швидкість руху КА відносно атмосфери, m/s ;

ρ - щільність повітря на цій висоті;

c_x, c_y, c_z - аеродинамічні коефіцієнти сил, отримані для цього типу КА.

При розрахунках значення c_x, c_y, c_z обчислюються по емпіричних формулах або беруться з таблиць (графіків) залежно від швидкості v , висоти польоту h і кута атаки α .

Початок швидкісної системи координат $Ox_v y_v z_v$ поєднаний із центром мас O КА. Ось Ox_v спрямована вздовж вектора швидкості; вісь Oy_v розташовується в площині руху та спрямована вгору; вісь доповнює систему до правої.

Потрібно мати на увазі такі обставини.

На великих висотах довжина вільного пробігу молекул повітря зрівняється з розмірами КА, тому коефіцієнт практично не залежить від форми КА і в основному визначається характером відображення частинок повітря від поверхні КА. В даний час для верхніх шарів атмосфери зазвичай приймають, що $c_x \approx 2 \dots 2,5$.

Площа мідельного перерізу орієнтованого КА вважають відомою. При дослідженні неорієнтованого КА вважають, що його рух щодо центру мас хаотичний. У цьому випадку вважають, що $S_M = 0,25 S_{\text{повн.}}$, де $S_{\text{полн.}}$ $S_M = 0,25 S_{\text{повн.}}$ - площа всієї поверхні КА.

При дослідженні впливу опору повітря на рух КА використовуються різні моделі атмосфери. Однією з найпростіших моделей є ізотермічна атмосфера, в якій залежність густини повітря від висоти представлена у вигляді

$$\rho = \rho_1 \exp\left(-\frac{h-h_1}{H}\right), \quad (1.1)$$

де $H = R_0 \cdot T / (g_0 \cdot M)$ - висота однорідної атмосфери, що дорівнює висоті деякого фіктивного стовпа однорідної атмосфери, щільність якого всюди дорівнює ρ_1 і який на висоті $h - h_1$ має той же тиск, що й атмосфера, що розглядається; R_0 - універсальна газова стала ($R_0 = 8,31 \cdot 10^7$ гсм/(с²·град·моль)); T - абсолютна температура повітря, К; g_0 - прискорення сили тяжіння см/с²; M - молекулярна вага повітря.

Вплив опору атмосфери на рух КА може бути оцінено методом оскулюючих елементів як з урахуванням захоплення атмосфери Землею, що обертається, так і без нього. Без урахування обертання атмосфери абсолютна швидкість КА щодо повітря дорівнює швидкості руху КА деякою інерційною системою координат. Складові прискорення сили опору атмосфери мають вигляд

$$a_x = -\frac{c_x S_M \rho \mu}{2m p} \sqrt{1 + 2e \cos \vartheta + e^2} (1 + e \cos \vartheta);$$

$$a_y = -\frac{c_x S_M \rho \mu}{2m p} \sqrt{1 + 2e \cos \vartheta + e^2} e \cos \vartheta;$$

$$a_z = 0,$$

де $\frac{c_x S_M}{2m} = c$ - балістичний коефіцієнт,

ϑ - справжня аномалія

При дослідженні впливу опору атмосфери на рух КА по еліптичній орбіті у виразі (1.1) як висоту h_1 вибирається висота h_c перигею орбіти. В цьому випадку

$$\rho = \rho_n \exp\left[-\frac{ae}{H}(1 - \cos E)\right] = \rho_n \exp[-v(1 - \cos E)],$$

де a та e – велика піввісь та ексцентриситет орбіти; E – ексцентрична аномалія.

1.2.5 Обурення, викликані тяжінням Місяця та Сонця

При аналізі впливу тяжіння Місяця та Сонця на рух КА виходять із загальних рівнянь руху КА, що під впливом тяжіння кількох сферичних тіл. При дослідженні руху КА в якості основного тіла, що притягує, вибирають Землю, а впливом досліджуваного КА на притягуючі тіла нехтують. Для ШСЗ з висотою польоту

$h \leq 100000$ км збурюючий вплив всіх небесних тіл, за винятком Сонця і Місяця, є дуже малим. Відомо [1], що прискорення, що обурює, викликане тяжінням Місяця, приблизно в 2,2 рази перевершує прискорення, що обурює, від Сонця. Починаючи з висот близько 20000 км, обурення від тяжіння Місяця і Сонця перевершують аномалії сили тяжіння, а з висот близько 50000 км - перевершують решта гравітаційні обурення.

1.2.6 Вплив світлового тиску на рух КА

При падінні світла на деяку поверхню, а також при його відображенні чи випромінюванні виникає світловий тиск, величина якого істотно залежить від характеру відображення світла (дзеркальне або дифузне).

При нульовому вугіллі між напрямками світлового потоку і нормаллю до поверхні і при повному поглинанні світла сила сонячного тиску визначається так:

$$q_{\text{св}} = q_0 \left(\frac{r_e}{r} \right)^2,$$

де $q_0 = 4,4 \cdot 10^{-7}$ км/м² - світловий тиск в районі земної орбіти; r_e – середній радіус орбіти Землі; r – відстань КА від Сонця.

Обурювальне прискорення f ШСЗ, що викликається світловим тиском, спрямовано за світловим потоком і визначається за формулою

$$f = \frac{S_m}{m} k q_{\text{св}},$$

де k - Коефіцієнт, що залежить від характеру відображення світла і розподілу теплового випромінювання по поверхні КА. Значення $k = 1$ відповідає повному дзеркальному відбитку, значення $k = 1,44$ – повному дифузному відбитку. Фактичне значення цього коефіцієнта буде десь між вказаними граничними значеннями.

2 РІВНЯННЯ РУХУ КА БІЛЯ ЦЕНТРА МАС

У проєкціях на осі пов'язаної системи координат $Oxyz$ з початком у центрі мас апарату рух КА біля центру мас описується рівняннями:

$$A\dot{p} + (C - B)r\dot{q} = \sum_{i=1}^n M_{x_i};$$

$$B\dot{q} + (A - C)r\dot{p} = \sum_{i=1}^n M_{y_i};$$

$$C\dot{r} + (B - A)p\dot{q} = \sum_{i=1}^n M_{z_i},$$

де A, B і C - головні центральні моменти інерції КА відповідно щодо осей x, y, z пов'язаної системи координат,

p, q, r - проєкції кутової швидкості обертання апарата на осі пов'язаної системи координат.

Проєкції моментів на осі пов'язаної системи координат $Oxyz$ $M_{x_i}, M_{y_i}, M_{z_i}$ записуються через напрямні косинуси кутів, що орієнтують пов'язану систему координат щодо орбітальної $Ox_0y_0z_0$. Отже, у наведеній системі рівнянь, крім кутових швидкостей p, q і r , невідомими будуть також напрямні косинуси $\alpha, \alpha', \alpha'', \beta, \beta', \beta'', \gamma, \gamma', \gamma''$, що визначаються як елементи матриці переходу від пов'язаної до рухомої орбітальної системи

$$\begin{vmatrix} & x & y & z \\ x_0 & \alpha & \alpha' & \alpha'' \\ y_0 & \beta & \beta' & \beta'' \\ z_0 & \gamma & \gamma' & \gamma'' \end{vmatrix},$$

і система у разі є незамкнутою. Для замикання системи до неї можуть бути додані кінематичні співвідношення Пуассона:

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma'}{dt} &= p\gamma'' - r\gamma + \omega\alpha'; \\ \frac{d\alpha''}{dt} &= q\alpha - p\alpha' - \omega\gamma''; \quad \frac{d\beta''}{dt} = q\beta - p\beta'; \quad \frac{d\gamma''}{dt} = q\gamma - p\gamma' + \omega\alpha'', \end{aligned}$$

де ω – кутова швидкість руху центру мас КА.

Як контрольні формули при інтегруванні рівнянь руху можуть бути використані додаткові співвідношення, що відображають властивості матриці напрямних косинусів:

$$\begin{aligned} \alpha^2 + (\alpha')^2 + (\alpha'')^2 &= 1; \quad \alpha^2 + \beta^2 + \gamma^2 = 1; \\ \beta^2 + (\beta')^2 + (\beta'')^2 &= 1; \quad (\alpha')^2 + (\beta')^2 + (\gamma')^2 = 1; \\ \gamma^2 + (\gamma')^2 + (\gamma'')^2 &= 1; \quad (\alpha'')^2 + (\beta'')^2 + (\gamma'')^2 = 1. \end{aligned} \tag{2.1}$$

Орбітальна система – це права прямокутна система координат. У цьому випадку вісь Oz_0 спрямована по радіусу-вектору, проведеному з центру мас Землі в центр мас КА (від центру Землі), вісь Ox_0 лежить в площині орбіти і направлена в бік польоту, вісь Oy_0 - перпендикулярна площині орбіти.

Для переходу від напрямних косінусів до кутів тангажу ϑ , курсу ψ та крену γ_1 можуть бути використані наступні залежності:

$$\alpha = \cos \vartheta \cos \gamma_1 + \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma_1; \quad \beta = \cos \psi \sin \gamma_1;$$

$$\gamma_1 = -\sin \vartheta \cos \gamma_1 + \cos \vartheta \sin \psi \sin \gamma_1;$$

$$\alpha' = -\cos \vartheta \sin \gamma_1 + \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma_1; \quad \beta' = \cos \psi \cos \gamma_1;$$

$$\gamma_1' = \sin \vartheta \sin \gamma_1 + \cos \vartheta \sin \psi \cos \gamma_1;$$

$$\alpha'' = \sin \vartheta \cos \psi; \quad \beta'' = -\sin \psi; \quad \gamma_1'' = \cos \vartheta \cos \psi.$$

Знаючи величини напрямних косінусів у кожний момент часу, можна визначити кути:

$$\psi = \arcsin(-\beta''); \quad \gamma_1 = \arctg(\beta/\beta'); \quad \vartheta = \arctg(\alpha''/\gamma_1'').$$

Ці кути необхідно брати у таких чвертях, щоб задовольнялися рівняння (2.1).

3 ФОРМУЛИ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ВЕЛИЧИН МОМЕНТІВ, ЩО ДІЮТЬ НА КОСМІЧНИЙ АПАПАТ

3.1 Гравітаційний момент

У проєкціях на осі пов'язаної системи координат складові гравітаційного моменту мають вигляд

$$M_{x_r} = M_{x_1} = \frac{3\mu}{r_0^3} (C - B) \gamma \gamma'';$$

$$M_{y_r} = M_{y_1} = \frac{3\mu}{r_0^3} (A - C) \gamma \gamma'';$$

$$M_{z_r} = M_{z_1} = \frac{3\mu}{r_0^3} (B - A) \gamma \gamma',$$

де r_0 радіус поточного положення апарату, проведений із центру тяжіння, μ - гравітаційна постійна для планети (рівна для Землі $398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$).

Таким чином, гравітаційний момент, що діє навколо однієї з осей триєдра Охуз залежить від різниці моментів інерції щодо двох інших осей.

Розглянемо гравітаційний момент, що діє на КА за умови, що осі Oy і Oy_0 співпадають. Це відповідає повороту КА, який можна назвати поворотом тангажу на кут θ . При зроблених припущеннях

$$\gamma = \sin\theta; \quad \gamma' = \cos\theta; \quad \gamma'' = 0$$

і, отже,

$$M_{x_r} = 0; \quad M_{y_r} = \frac{3\mu}{2r_0} (A - C) \sin 2\theta. \quad (3.1)$$

При $\theta=0$ гравітаційний момент перетворюється на нуль, оскільки триєдри й у разі збігаються. При монотонному збільшенні θ від $\theta=0$ гравітаційний момент зростає, досягає максимуму при $\theta=\pi/4$, потім зменшується і знову стає рівним нулю при $\theta=\pi/2$.

Формулу, аналогічну (3.1), можна отримати і для гравітаційного моменту, що діє по крену.

3.2 Аеродинамічний момент

У проєкціях на осі пов'язаної системи координат складові аеродинамічного моменту мають вигляд

$$M_{x_a} = M_{x_2} = -\frac{\rho v}{2} c_x (v_x \alpha + v_y \beta + v_z \gamma);$$

$$M_{y_a} = M_{y_2} = -\frac{\rho v}{2} c_x (v_x \alpha' + v_y \beta' + v_z \gamma');$$

$$M_{z_a} = M_{z_2} = 0.$$

При цьому передбачається, що апарат симетричний щодо осі Oz. Приблизно масова щільність повітря може бути обчислена так:

$$\rho = e^{-17,96 - 0,019\sqrt{h-103000}},$$

де h - висота апарату над рівнем моря.

Швидкість руху КА щодо повітря, що обертається разом із Землею визначається за її складовими по осях рухомий орбітальної системи координат, що визначається наступним чином:

$$\begin{aligned}V_{x_0} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1 - e \cos \vartheta) - \Omega_e r \cos i; \\V_{y_0} &= \Omega_3 r \cos u \sin i; \\V_{z_0} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta,\end{aligned}$$

де p , ϑ , e , r , u , i – параметри орбіти; μ , Ω_3 – гравітаційний параметр та кутова швидкість обертання Землі.

Аеродинамічні моменти залежить від орієнтації апарату. Для КА, орієнтованого, зокрема, в інерційній системі координат, маємо

$$\begin{aligned}\bar{M}_a &= Aq(\bar{R} \times \bar{C}_\alpha), \\ \bar{R} &= \|x_t - C_d L, y_t, z_t\|^T, \\ \bar{C}_\alpha &= \|C_\tau - C_n \alpha_2 (1 - \alpha_1^2)^{-1/2}, C_n \alpha_3 (1 - \alpha_1^2)^{-1/2}\|^T,\end{aligned}$$

L , A – характерні довжина та площа КА відповідно; $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – аеродинамічний швидкісний напір; ρ – щільність верхньої атмосфери; C_τ , C_n , C_d – аеродинамічні коефіцієнти; x_t , y_t , z_t – координати центру тяжіння; α_i – напрямні косинуси вектору швидкості КА відносно потоку газу, що набігає, у зв'язаній системі координат.

Значення α_i визначаються формулою

$$\alpha_i = v_{i1} \beta_1 + v_{i2} \beta_2 + v_{i3} \beta_3,$$

де v_{ij} ($i=1, 2, 3$) – елементи матриці переходу від орбітальної системи координат до пов'язаної; β_i – напрямні косинуси вектору V в орбітальній системі координат.

Для знаходження β_i можна скористатися такими співвідношеннями:

$$\begin{aligned}\beta_1 &= \frac{1}{V} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e \cos v + 1) - (\Omega_3 + \sigma) r \cos i; \\ \beta_2 &= \frac{1}{V} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (e \sin v); \\ \beta_3 &= \frac{1}{V} (\Omega_3 + \sigma) \sin i \cos u; \\ V &= \left\{ \left[\sqrt{\frac{\mu}{p}} (e \cos v + 1) - (\Omega_3 + \sigma) r \cos i \right]^2 + \frac{\mu}{p} e^2 \sin^2 v + (\Omega_3 + \sigma)^2 r^2 \sin^2 i \cos^2 u \right\}^{1/2},\end{aligned}$$

де e , i , u , v – оскулюючі елементи орбіти; σ – кутова швидкість руху повітря у широтному напрямку щодо поверхні Землі; p – фокальний параметр.

3.3 Момент від дії магнітного поля

Внаслідок взаємодії власного магнітного моменту КА з магнітним полем Землі (МПЗ) виникає момент, що обурює. Власний магнітний момент зазвичай обумовлений намагнічуванням металевої оболонки КА, виникненням вихрових струмів в

оболонці, наявністю струмових систем і постійних магнітів, залишковим магнітним моментом приводу магнітної системи розвантаження двигунів-маховиків та іншими причинами.

Механічний момент визначається співвідношенням

$$\bar{M}_M = \bar{m}^0 \times \bar{B},$$

де $\bar{m}^0 = \bar{m}_T + \bar{I} \bar{B}$; \bar{m}_T ; - магнітнотверда складова власного магнітного моменту КА; \bar{I} - тензор індукційних коефіцієнтів, що залежить від магнітних властивостей матеріалів КА; \bar{B} - вектор індукції МПЗ в точці, що відповідає поточному положенню КА.

3.4 Момент від тиску світла

Як відомо, величина світлового тиску дорівнює відношенню потоку світлової енергії E до швидкості світла c . У свою чергу, потік енергії E змінюється обернено пропорційно квадрату відстані R від точкового джерела світла. Це дає для світлового тиску $p_{св}$ формулу

$$p_{св} = \frac{E_0}{c} \left(\frac{R_0}{R} \right)^2,$$

Де E_0 - значення потоку енергії E для відстані R_0 . Зазвичай за величину R_0 беруть середню відстань від Сонця до Землі.

Взаємодія світлового потоку з поверхнею КА багато в чому аналогічна до взаємодії молекул розрідженого газового середовища з його корпусом. Залежно від коефіцієнта відбиття ϵ_0 можливі два механізми такої взаємодії: при $\epsilon_0=1$ (абсолютно чорне тіло) ефект аналогічний абсолютно непружному удару, а при $\epsilon_0=1$ - пружному зіткненню (дзеркальному відбитку). При інших значеннях ϵ_0 вважатимуться, що діють обидва механізми одночасно, причому частка пружних і непружних зіткнень визначається чисельним значенням ϵ_0 та його відносні кількості будуть пропорційні ϵ_0 і $(1-\epsilon_0)$ відповідно.

Обурюючий момент обертання від тиску сонячних променів, що з'явився, дорівнює добутку трьох співмножників:

тиску сонячних променів; площі поверхні, що освітлюється Сонцем; лінійної відстані між центром тиску цієї площі та проекцією на неї центру мас КА. Тому величина моменту, що обурює, істотно залежить від форми конструкції. Момент від сонячного тиску, що діє на КА, можна записати у вигляді:

$$\bar{M}_c = p_{св} S y_{ц.д.} \bar{e}_s,$$

де S - площа проекції освітленої частини поверхні КА на площину перпендикулярну до потоку; $y_{ц.д.}$ - відстань від центру мас до центру тиску; \bar{e}_s - одиничний вектор напрямку на Сонце, чи інакше

$$\bar{M}_c = p_c \times \bar{y}_{ц.д.},$$

де p_c - вектор сили тиску сонячних променів; $\bar{y}_{ц.д.}$ - відстань від центру мас до центру тиску.

4 ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОНЯЧНОЇ БАТАРЕЇ

4.1 Площа сонячної батареї

Площа сонячної батареї (СБ) може бути визначена за формулою, яка з прийнятною для проектних розрахунків точністю може бути така:

$$F_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{н}}^{\text{ср}} k}{N_{\text{уд}} [1 - \alpha(T_{\text{р}} - T)] k_{\text{н}}^{\text{мін}} \eta_{\text{сэс}} k_{\text{в}} k_{\text{зап}}},$$

де $N_{\text{н}}^{\text{ср}}$ - величина середньодобової потужності, що споживається навантаженням;

k - коефіцієнт запасу;

$N_{\text{уд}}$ - питома потужність СБ, площа якої перпендикулярна сонячному потоку при температурі, що дорівнює; 20°C ;

α - температурний градієнт потужності;

$T_{\text{р}}$ - рівноважна температура СБ на освітленій частині витка;

$k_{\text{н}}^{\text{мін}}$ - мінімальне за час активного існування КА значення інтегрального коефіцієнта освітленості СБ за виток;

$\eta_{\text{сэс}}$ - енергетичний к. п. д. буферної хімічної батареї;

$k_{\text{в}}$ - коефіцієнт зниження потужності СБ до кінця терміну активного існування КА;

$k_{\text{зап}}$ - коефіцієнт заповнення фотоперетворювачами площі СБ.

Значення інтегрального коефіцієнта освітленості СБ за виток визначається таким чином:

$$k_{\text{н}}(v) = \frac{1}{2\pi} \int_{\beta_{\text{т}}(v)}^{\beta_{\text{т}}'(v)} \cos \alpha(\beta, v) d\beta.$$

Тут v - кут між нормаллю до площини орбіти та вектором напрямку на Сонце;

α - кут між нормаллю до поверхні СБ та вектором напрямку на Сонце;

β - кут між проекцією вектора напрямку на Сонце на площину орбіти та радіусом-вектором КА;

$$\beta_{\text{т}}(v) = 2 \arcsin \frac{\sqrt{1 - \left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)^2}}{\sin v} - \text{кут земної тіні};$$

R_3 - радіус Землі;

H - висота кругової орбіти;

$$\beta_{\text{т}}''(v) = \pi - \frac{\beta_{\text{т}}}{2} - \text{кут входу КА в земну тінь};$$

$$\beta_{\text{т}}'(v) = -\left(\pi - \frac{\beta_{\text{т}}}{2}\right) - \text{кут виходу КА із земної тіні};$$

$$\cos \alpha = -\sin v \sin \vartheta \cos \varphi \sin \beta + \cos v \sin \vartheta \sin \varphi + \sin v \cos \vartheta \cos \beta;$$

ϑ - кут між радіусом-вектором КА та нормаллю до поверхні СБ;

φ - кут між позитивним напрямком пов'язаної з КА осі O_x та проекцією нормалі до СБ на площину хоз.

Для КА типу АУОС-3 маємо:

$N_H^{cc} \approx 150 \text{ Вт}$ (споживання наукової та службової апаратури);

$N_{уд} = 80 \dots 150 \text{ Вт/м}^2$ (для кремнієвих фотоперетворювачів), для розрахунку

можна прийняти $N_{уд} = 100 \text{ Вт/м}^2$;

$\alpha = 0$;

$k_H^{min} = 0,2$; $\eta_{сэс} = 0,9$; $k_B = 0,9$; $k_{зап} = 0,85$.

У такому разі, вважаючи $k = 1$, отримаємо $F_{CB} \approx 12 \text{ м}^2$.

При проведенні розрахунку F_{CB} для КА типу "Океан-О" як вихідні можна використовувати такі дані:

$R_3 = 6371 \text{ км}$;

$H = 700 \text{ км}$; $i = 82 \dots 100^\circ$;

$N_H^{cc} = 1035 \text{ Вт}$;

$N_{уд} = 120 \text{ Вт/м}^2$ при $T = 20^\circ \text{C}$;

$\eta_{сэс} = 0,8 \dots 0,9$;

$k = 1 \dots 1,3$;

$\alpha = 0,005 \text{ } ^\circ/\text{град}$;

$T_p = 65^\circ \text{C}$;

$k_B = 0,9$;

$k_{зап} = 0,85 \dots 0,9$.

4.2 Вага сонячної батареї

4.2.1 Рамна конструкція СБ

Вага квадратного метра рамної конструкції СБ ($G_{уд}^{PK}$) КА розробки ДКБ "Південне" складає 3,5 кгс. Вага квадратного метра кремнієвих фотоперетворювачів ($G_{уд}^{ФП}$) - 3,5 кгс. Таким чином, сумарна вага квадратного метра СБ ($G_{уд}$) дорівнює ~ 7 кгс.

Стільникова конструкція СБ

Вага квадратного метра стільникової конструкції СБ ($G_{уд}^{СК}$) КА розробки ГКБ

"Південне" становить $\sim 1,5$ кгс. Вага квадратного метра кремнієвих фотопреобразователей ($G_{уд}^{ФП}$) з урахуванням ваги клею, використовуваного їх приклеювання, становить $\sim 3,5$ кгс. Таким чином, сумарна вага квадратного метра СБ ($G_{уд}$) дорівнює ~ 5 кгс.

Повна вага панелей СБ ($G_{уд}$) може бути обчислена таким чином:

$$G_{CB} = F_{CB} G_{уд}$$

4.3 Потужність сонячної батареї

Максимальна потужність СБ (N_{max}) може бути визначена за формулою

$$N_{max} = F_{CB} N_{уд}$$

5 РОЗРАХУНОК БЛОКУ ХІМІЧНИХ БАТАРЕЙ

Під час розрахунку блоку хімічних батарей (БХБ) використовуються такі дані:

- напруга на виході системи електропостачання (СЕС) U (для космічних апаратів розробки ДКБ "Південне" $U = 28_{-4}^{+6}$ В);

- величина енергоспоживання бортової апаратури P .

При цьому доцільно розглядати орбіту з максимальною тривалістю тіньової ділянки і найбільш напружену програму роботи бортової апаратури.

Основними параметрами БХБ є:

- величина розрядної ємності;
- потрібна ємність;
- максимальні струми заряду та розряду;
- кількість розрядних циклів під час активного існування КА;
- вага.

Величина розрядної ємності Q_{pj} на тіньовому ділянці j -го витка визначається виразом

$$Q_{pj} = \frac{P_{cc} \tau_{max}}{U_n},$$

де P_{cc} -середньодобова потужність, що споживається на тіньовому ділянці орбіти;

τ_{max} - максимальна тривалість тіньової ділянки орбіти;

U_n - номінальна напруга.

Глибина розряду БХБ має становити 10...20% номінальної ємності. Тому необхідну ємність БХБ $E_{тр}$ можна визначити таким чином:

$$E_{тр} = \frac{100Q}{20} = 5Q_{pj}.$$

Максимальний струм заряду БХБ $I_{z_{max}}$ буде при підключенні до зарядного ланцюга сонячної батареї та при мінімальній споживаній потужності навантаження ($P_{H_{min}}$). Отже

$$I_{z_{max}} = \frac{N_{CB} - P_{H_{min}}}{U_z},$$

де N_{CB} – потужність СБ;

U_z – зарядна напруга.

Максимальний струм розряду $I_{p_{max}}$ БХБ можна знайти за формулою

$$I_{p_{max}} = \frac{P_{H_{max}}}{U_p}.$$

Тут $P_{H_{max}}$ – максимальна потужність, що споживається навантаженням на тіньовому ділянці орбіти, U_p – розрядна напруга.

Загальна кількість циклів «заряд-розряд» (K) за час активної існування $T_{акт}$ визначається, наприклад, так:

$$K = nT_{акт},$$

де n – кількість розрядних циклів протягом доби.

Результати розрахунків одного з малих супутників розробки ДКБ «Південне» представлені у табл. 5.1.

Таблиця 5.1

№ п/п	Характеристики	Размерность	Величина	Примечание
1.	Максимальный ток заряда	А	20	
2.	Максимальный ток разряда	А	40	В течение 20 мин
3.	Величина разрядной емкости (глубина разряда)	А·ч	10	На витке $P_{cc} = 500\text{Вт};$ $\tau_{max} = 1,6 \cdot 0,3 \text{ ч};$ $U_H = 28\text{В}$
4.	Требуемая емкость	А·ч	40	
5.	Количество разрядных циклов за время $T_{акт}$		10800	$T_{акт} = 2 \text{ года},$ $n = 1,5$

Велика кількість розрядних циклів визначає вибір кадмій-нікелевих акумуляторів з комбінованим електродом у герметичному виконанні.

Число акумуляторів батареї (m) визначається таким чином:

$$m = \frac{U_{БХБном}}{U_{cp}},$$

де U_{cp} - середня розрядна напруга для даного типу акумуляторів; для нікель-кадм-євих акумуляторів $U_{cp} = 1,2 \dots 1,3\text{В}$, $U_{БХБном}$ - номінальна напруга (28В). Слід зазначити, що батарея зазвичай прямо підключається до вихідних шин. Вона набирається як послідовного з'єднання банок. Тобто напруга 28В забезпечується завжди набором однієї кількості банок, але величина розрядної ємності банки різна.

Вага батареї може бути визначена за формулою

$$G_{БХБ} = m \frac{Q_p U_{cp}}{N_{уд}},$$

де як $N_{уд}$ може бути прийнято значення, що дорівнює $\sim 20 \text{ Вт}\cdot\text{год}/\text{кг}$.

6 ПРОЕКТУВАННЯ ТОКОЗЙОМНИКА

Токознімач (ТС) зазвичай є складовою системи управління положенням сонячної батареї і призначений для:

- передачі обертання від приводу до СБ;
- передачі електричної енергії від СБ до приладів, що знаходяться всередині корпусу КА;
- передачі телеметричних сигналів із СБ;
- видачі інформації про фактичне кутове становище валу з СБ.

ТС складається з рухомої частини, на якій кріпляться крила СБ та вхідні електричні з'єднувачі, та нерухомої частини з вихідними електричними з'єднувачами. До складу ТЗ зазвичай включають датчики кута - датчики зворотного зв'язку та термо-датчик для телеметричного контролю температурного режиму ТЗ. Передача обертання до ТЗ, як правило, здійснюється від електромеханічного приводу через зубчасте колесо, встановлене на валу ТЗ.

Відомі системи управління положенням СБ з кабельним барабаном (равликом) та з контактним струмознімачом. Найбільш перспективними є контактні транспортні засоби.

6.1 Вибір схемно-технічного рішення контактного струмознімач

При виборі схемно-технічного рішення контактний струмознімач необхідно враховувати такі вимоги, яким повинна задовольняти конструкція:

- малий омичний опір у місці контакту;
- мінімальний момент стругування рухомий частини щодо нерухомої;
- зносостійкість;
- стійкість до високої та низької температури;
- висока теплопровідність;
- знижена тенденція до схоплювання;
- стійкість до утворення корозії у місці контакту;
- стійкість до зсуву.

При виборі конструкції контактний струмознімач доцільно розглядати різні варіанти. Найбільший інтерес становлять варіанти, що ґрунтуються на використанні:

- щітково-колекторної пари;
- контактного кільця, виконаного у вигляді радіального підшипника кочення.

Варіант, заснований на використанні щітково-колекторної пари, широко застосовується в електроконтактних пристроях, де потрібна передача електричного струму з нерухомих елементів конструкції на рухомі, що мають необмежений кут повороту (колекторні струмопідведення електричних машин, ламельні датчики ін).

Контактні зусилля у щітково-колекторній парі знаходяться в межах одиниць – десятків грамів. Резонансні частоти (перші та другі гармоніки) конструктивних елементів лежать у діапазоні 80..1000 Гц, віброміцність відповідає приблизно 75g.

Істотним недоліком колекторних струмопідведення є те, що вони слаботочні. Це пояснюється конструктивними і технологічними труднощами, що виникають при спробах збільшити контактуючі поверхні колектора і щітки, а також забезпечити

стабільність контактної зусилля (зокрема, в умовах дії вібрації) без істотного збільшення моменту опору обертанню. Для забезпечення вимог і обліку вищезгаданих критеріїв більш перспективним представляється варіант конструкції, що передбачає використання контактної кільця, в якому тертя ковзання замінюється тертям кочення, що сприяє зниженню моменту опору обертанню. Слід зазначити, що незначне прослизання буде, але це не позначиться ні на моменті опору обертанню, ні як контактування.

Досвід показує, що контактне кільце, виконане в габаритах, що задаються для ТС, здатне передавати струм до 10А.

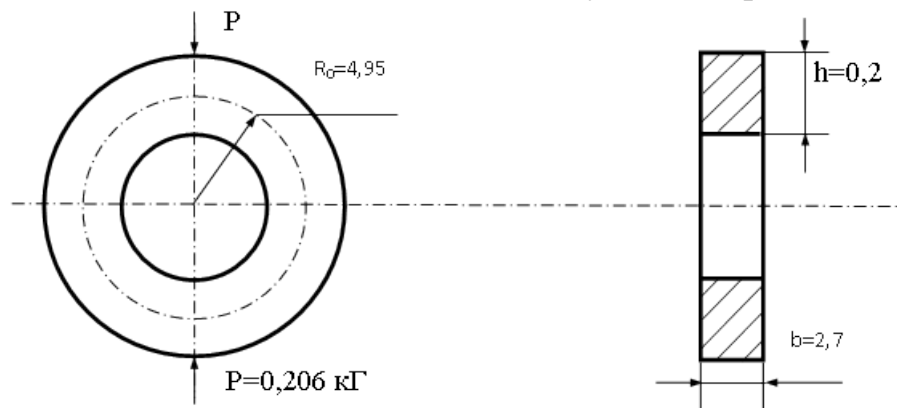
Слід зазначити таке. Умови роботи контактних пристроїв у вакуумі різко погіршуються. Коефіцієнт тертя зростає на порядок і більше, що веде до інтенсифікації зносу. Особливо це відноситься до матеріалів з високою електро-і теплопровідністю, тобто до тих матеріалів (Au, Ag, сплави на їх основі), застосування яких переважно у відповідальних контактних пристроях.

При роботі у вакуумі відбувається додаткове нагрівання контактних поверхонь за рахунок погіршення тепловідведення. Зростає небезпека зварювання матеріалів. Для кожної пари можуть бути підібрані умови, за яких буде надійне контактування та мінімальні втрати на тертя.

У зв'язку з викладеним контактуючі пристрої ТЗ доцільно розміщувати в герметичному обсязі, заповнивши його інертним газом або сумішшю інертних газів і обмеживши діапазон коливань температури в останній межі $+10^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}\text{C}$.

6.2 Опис конструкції контактної кільця

Контактне кільце, виконане у вигляді радіального підшипника кочення (див. рис. 6.1) є закінченим елементом, який може застосовуватися в різних конструкціях.



Мал. 6.1. Конструкція та розміри струмопередаючого елемента – кільця.

Конструктивно контактне кільце включає рухому і нерухому обойми. Передача струму здійснюється через 18 пружних струмопередаючих ланок з рухомої обойми на нерухому обойму. Кожна ланка є кільцем з пружного електропровідного матеріалу, зовнішній діаметр якого більше зазору між рухомою і нерухомою обоймами. Пружні ланки встановлюються в зазор між рухомими і нерухомими обоймами з деформацією, набуваючи форми еліпса, і при обертанні рухомої обойми перекочуються, зберігаючи досить велику контактуючу поверхню, що сприяє зниженню електричного опору. Рухливу і нерухому обойми контактної кільця доцільно виготовляти з бронзи Бр АЖЭ- 4, а пружні елементи - кільця - з бронзи Бр Б2. Кільця і обойми не-

обхідно покривати гальванічним золоченням (НІЗЗЛ – Н(99)2). Дві половини сепаратора, які можуть бути виготовлені із сталі 20Х13, скріплюються між собою 6 роликами і встановлюються на 12 штовхальниках. На роликах посаджені втулки, а навколо втулок встановлено 6 контактних кілець. Інші 12 контактних кілець сидять на штовхальниках, які своїми осями вставлені в обидві половинки сепаратора. Ізолюючі пластини насаджені на рухливу і нерухому обойми. Штовхальники і втулки доцільно виготовляти з поліаміду ПА 66-КС. У рухливій і нерухомій обоймах мають бути передбачені по 4 отвори, наприклад, діаметром 4 мм, для необхідного набору контактних кілець і кріплення їх між собою. Монтаж може вироблятися дротом МС 16-13 ОС до пелюсток обойм. Маса контактного кільця ~ 90 г. Ширина обойми $S=3$ мм. Момент опору обертанню контактного кільця $M_c = 4,78$ гс \times см

Для стаціонарного КА можливі наступні варіанти ТС :

- загальний ТС для обох крил СБ;
- для кожного крила СБ роздільні ТС.

Для першого варіанту маса ТС складає 16...23 кГс, для другого (для одного крила) - 10...13 кГс.

Швидкість обертання рухливої частини ТС змінюється в межах від 0 до 0,05°/с в будь-яку сторону без обмеження кута повороту.

Момент опору при обертанні і зворушені валу ТС не перевищує 0,14 кГс \cdot м

Струм в силових ланцюгах постійний. Напруга під навантаженням - до 35 В, напруга при холостому ході - до 70 В.

7 ВИБІР ПАРАМЕТРІВ ГРАВІТАЦІЙНОГО СТАБІЛІЗУТОРА

Нерідко у складі КА передбачається рухова установка, призначена підтримки параметрів орбіти в заданих межах. Під час роботи такої установки з метою мінімізації збурень вектор тяги двигуна має проходити через центр мас апарату. Очевидно, що в випадках, щоб розмістити (закомпонувати) двигун, центр мас КА з гравітаційним стабілізатором не повинен виходити за межі корпусу апарату. З цієї умови і вибираються параметри стабілізатора. При цьому, задавшись, наприклад, масою вантажу, визначають граничну довжину штанги стабілізатора або, вибираючи довжину штанги, наприклад, з технологічних міркувань, визначають граничне значення маси вантажу.

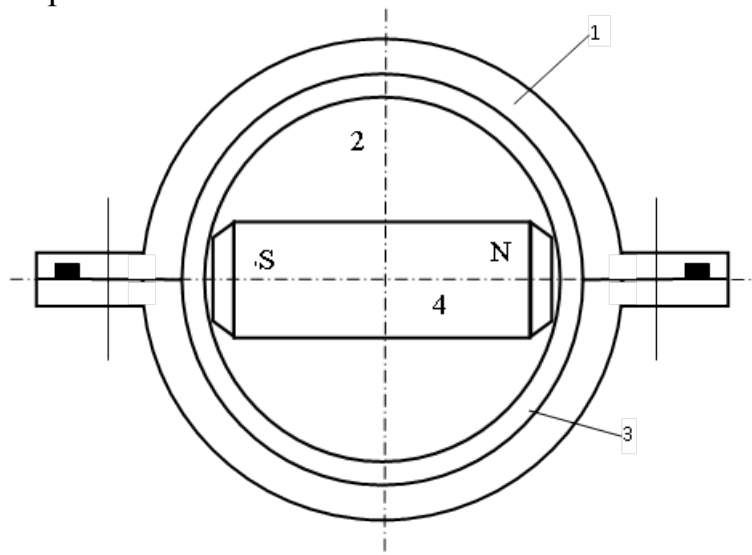
У довільному випадку, у тому числі за відсутності у складі КА ДУ, визначають залежності кутів орієнтації (помилки) по тангажу та крену від поперечних моментів інерції КА. При цьому враховуються параметри робочої орбіти та необхідне значення коефіцієнта демпфування.

Знаючи необхідну точність орієнтації по каналах тангажу і крену, по отриманим залежностям знаходять необхідні значення відповідних осьових моментів інерції КА в його робочому стані. Визначивши моменти інерції корпусу КА, обчислюють складові моменти інерції, які повинні забезпечити установкою гравітаційного стабілізатора. Далі, задавшись одним із двох параметрів стабілізатора (масою вантажу або довжиною штанги стабілізатора), визначають інший параметр.

8 МАГНІТНИЙ ДЕМПФЕР СИСТЕМИ ГРАВІТАЦІЙНОЇ ОРІЄНТАЦІЇ

Загальні відомості про магнітні демпфери

У відомих системах гравітаційної орієнтації дисипація енергії руху КА щодо центру мас здійснюється за рахунок створення втрат в демпферах, що зв'язують апарат хоча б з одним додатковим тілом, що переміщується щодо КА. У ряді випадків це додаткове тіло може бути поєднане з демпфером у єдиному пристрої. До такого типу демпфіруючих пристроїв відноситься і магнітний демпфер (МД), принципова схема якого показана на рис. 8.1.



Мал. 8.1. Важлива схема магнітного демпфера.

МД укладений у корпус (кожух) 1 зі сферичною порожниною. У ній із зазором 3 поміщений сферичний поплавець 2 з жорстко закріпленим магнітом 4. Корпус виконується з немагнітного матеріалу, так що магніт може орієнтуватися вектором напруженості геомагнітного поля.

Як немагнітні матеріали використовують алюміній або мідь - матеріали з малим питомим опором. Перший із матеріалів добре узгоджується з вимогою мінімізації ваги МД, а другий - з вимогою мінімізації габаритів демпфера. Дисипативний момент у МД створюється завдяки тертю між корпусом та поплавком при їх відносному обертанні. МД являє собою по суті триступеневий шарнір, що зв'язує КА з додатковим тілом, розміщеним усередині цього шарніра. Для забезпечення працездатності МД повинен бути віддалений від корпусу апарату на відстань, що виключає взаємодію магніту з феромагнітними елементами КА. У системах гравітаційної орієнтації МД може бути розміщений на кінці однієї зі штанг, які зазвичай застосовуються для формування еліпсоїда інерції.

У МД може бути використане в'язке та сухе тертя. Оскільки для останнього випадку характерні недоліки, пов'язані з нестабільністю коефіцієнта тертя і наявністю зони нечутливості, нижче розглядається МД з в'язким тертям. В'язке тертя в МД створюється або за допомогою рідини, залитої в зазор між корпусом і поплавком, або за рахунок вихрових струмів, що виникають в струмопровідному корпусі при обертанні магніту. Відповідні МД отримали назву рідинних та індукційних.

Далі розглядається другий тип МД.

8.1 Розрахунок параметрів МД

Магнітний момент (М) постійного магніту визначається за формулою

$$M = \frac{BVR_s}{4\pi} \text{ од. CGSM, (8.1)}$$

де В - індукція в нейтральному перерізі магніту, Гс;

V – обсяг магніту;

R s – коефіцієнт укорочування.

У МД аналізованого типу доцільно використовувати магніт як порожнистого циліндра. Об'єм такого магніту можна обчислити так:

$$V = \frac{\pi l}{4}(D^2 - d^2), \text{ (8.2)}$$

де l - довжина магніту;

D – зовнішній діаметр магніту;

d – внутрішній діаметр магніту.

Індукція В у формулі (8.1) визначається точкою перетину променя, проведеного під кутом α , з кривою розмагнічування сплаву – матеріалу магніту. Криві розмагнічування різних сплавів наведені, наприклад, [2].

Кут α може бути знайдений так:

$$\alpha = \text{arctg} \frac{4\pi}{10N}, \text{ (8.3)}$$

де

$$N = \frac{4\pi(1 - \Delta^2)}{m^2 - 1} \left\{ \frac{m}{2(m^2 - 1)^{1/2}} \ln \frac{m + (m^2 - 1)^{1/2}}{m - (m^2 - 1)^{1/2}} - 1 \right\}, \text{ (8.4)}$$

$$m = \frac{l}{D}; \Delta = \frac{d}{D}.$$

Геометричні розміри корпусу легко визначаються, якщо відомі радіус поплавця та товщина стінки корпусу.

Внутрішній радіус корпусу r визначається наступним виразом:

$$r = r_n + \Delta r.$$

Тут Δr - величина зазору між поплавком і корпусом;

$r_n = r'_n + \rho$ - зовнішній радіус поплавка;

$r'_n = \frac{1}{2}\sqrt{D^2 + l^2}$ - внутрішній радіус поплавця;

ρ - товщина стінки поплавця.

Відповідно до викладеного внутрішній радіус корпусу може бути обчислений таким чином:

$$r = \frac{\sqrt{D^2 + l^2}}{2} + \Delta r + \rho. \text{ (8.5)}$$

Товщина стінки корпусу може бути знайдена за формулою

$$\Delta t = \frac{r}{\frac{\lambda M^2}{6\pi r k_d} - 1}, \text{ м (8.6)}$$

де M - магнітний момент постійного магніту, Вб·м;

λ - провідність матеріалу корпусу МД, 1/Ом·м;

k_d - коефіцієнт демпфування, н·м·с;

r – внутрішній радіус корпусу.

Тоді зовнішній радіус корпусу визначається так:

$$R = r + t \text{ (8.7)}$$

Відповідно до викладеного методика розрахунку параметрів МД передбачає виконання наступної послідовності операцій:

1. Завдання значень l , D , d та R_s . Часто задають межі зміни геометричних розмірів магніту, тобто задають межі змін l , D і d :

$$\begin{aligned} l_2 &\leq l \leq l_1; \\ D_2 &\leq D \leq D_1; \\ d_2 &\leq d \leq d_1; \end{aligned}$$

R_s можна приймати рівним 0,85.

2. Обчислення обсягу магніту за формулою (8.2).

3. Обчислення коефіцієнта розмагнічування N за формулою (8.4).

4. Обчислення кута α за формулою (8.3).

5. Визначення індукції B у матеріалі перерізу магніту. Доцільно розглядати матеріали магніту КС37, ЮНДК3575БА.

6. Обчислення магнітного моменту M за такою формулою (8.1). На КА серії "Космос" магнітний момент постійного магніту дорівнює приблизно 150000 од. CGSM.

7. Вибір значень l , D та d з урахуванням мінімізації сферичного поплавця.

8. Обчислення внутрішнього радіусу корпусу r за формулою (8.5). При розрахунках можна приймати: $\Delta r = 1$ мм, $\rho = 3$ мм.

9. Обчислення товщини стінки корпусу t за формулою (8.6). При цьому можна, зокрема, вважати $k_d = 0,01$ кГ·м·с, матеріал корпусу МУ-А99, для якого $\lambda = 57,1 \cdot 10^6$ 1/Ом·м.

10. Обчислення зовнішнього радіусу корпусу R за формулою (8.7).

9 РОЗРАХУНОК ЗАПИСУ РОБОЧОГО ТІЛА (ІМПУЛЬСУ ТЯГИ) ДВИГОТВОЛЬНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ РУХОМ ДО НАВЕЧІ ЦЕНТРА МАС

Розглянемо найпоширеніший випадок орієнтації КА в орбітальній системі координат (ОСК).

9.1 Режим заспокоєння та побудови орбітальної системи координат

9.1.1 Ділянка гасіння кутових швидкостей

Тривалість роботи двигунів у каналах на ділянці гасіння кутових швидкостей визначається формулою

$$T_i = \frac{I_i \omega_{ni}}{M_i^y}, \quad i = x, y, z.$$

Тут I_i - моменти інерції КА у пов'язаній з КА системі координат (ССК) $Oxyz$, ω_{ni} - значення проєкцій вектора абсолютної кутової швидкості КА на осі ССК після відділення апарату від носія, M_i^y - моменти, що управляють, створювані руховою установкою (ДУ).

Моменти визначаються виразом

$$M_i^y = P_i l_i,$$

де P_i - тяга двигунів ДУ, l_i - плече застосування тяги ДУ.

Запас робочого тіла, необхідний для забезпечення гасіння кутових швидкостей у каналах, може бути обчислений за формулою

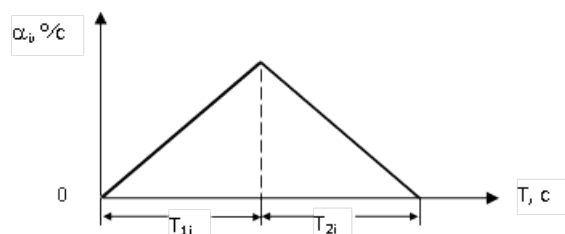
$$Q_i = \frac{P_i T_i}{P_{уд_i}} = \frac{I_i \omega_i}{P_{уд_i} l_i}. \quad (9.1)$$

Тут $P_{уд_i}$ - питома тяга двигунів. При цьому імпульс тяги U_i дорівнюватиме

$$U_i = Q_i P_{уд_i}.$$

9.1.2 Ділянка пошуку орієнтиру

Розглянемо як орієнтир Землю. Пошук Землі здійснюється примусовим розворотом КА по крену та тангажу. На рис. 9.1 наведено можливий закон зміни в часі швидкості обертання КА при пошуку орієнтира. Максимальний кут повороту КА α_{\square} по кожному із зазначених каналів приймається рівним α_{\max} , $T_{1i} = T_{2i}$; час пошуку Землі $T_i = 2T_{1i}$, де $i = x, y$.



Мал. 9.1. Закон зміни швидкості обертання КА під час пошуку орієнтира.

Розглянемо найпростіші рівняння руху КА навколо центру мас

$$\begin{aligned} I_i \ddot{\alpha}_i &= M_i^y, \\ I_i \dot{\alpha}_i &= M_i^y T_{li} + C_1, \\ I_i \alpha_i &= 0,5 M_i^y T_{li}^2 + C_1 T_{li} + C_2. \end{aligned}$$

Вважатимемо, що з $T_0 = 0$, $\alpha_i = 0$, $\dot{\alpha}_i = 0$., .

Тоді $C_1 = C_2 = 0$.

У такому разі маємо

$$\alpha_i = \frac{M_i^y T_{li}^2}{2I_i}, \quad i = x, y. \quad (9.2)$$

Так як за час T_{li} КА повернеться на кут $\alpha_i = \frac{\alpha_{\max}}{2}$, то

$$T_{li} = \sqrt{\frac{\alpha_{\max} I_i}{M_i^y}}.$$

Оцінимо кількість робочого тіла, що витрачається, в каналі нищпорення.

Динамічне рівняння КА у векторно-матричній формі має вигляд

$$\bar{I}\bar{\omega} + \bar{\omega} \times \bar{I}\bar{\omega} = \bar{M}_B,$$

де \bar{I} – тензор інерції КА;

$\bar{\omega}$ – вектор абсолютної кутової швидкості;

\bar{M}_B – вектор зовнішніх моментів, що обурюють.

З цього рівняння випливає, що при великій кутовій швидкості $\bar{\omega}$ на КА, крім \bar{M}_B діє гіроскопічний момент, що обурює

$$\bar{M}_r = -\bar{\omega} \times \bar{I}\bar{\omega}.$$

Після розкриття векторного твору отримаємо (з урахуванням одночасної роботи двигунів ДУ в каналах крену та тангажу) для каналу нищпорення

$$M_{rz} = -(I_y - I_x) \omega_x \omega_y.$$

Таким чином, сумарний момент, що обурює, в каналі нищпорення дорівнює

$$M_{Bz}^{\Sigma} = M_{Bz} + M_{rz}.$$

Середні значення ω_x і ω_y можуть бути визначені так:

$$\omega_x = \frac{\alpha_{\max}}{T_x}, \quad \omega_y = \frac{\alpha_{\max}}{T_y}.$$

Дія моменту, що обурює, M_{rz} викличе відхід кутової швидкості в каналі нищпорення, який може бути обчислений за формулою

$$\dot{\psi} = \frac{M_{rz} T_z}{I_z}$$

При одночасній роботі двигунів у каналах крену та тангажу T_z дорівнює тривалості максимального інтервалу часу.

Кількість робочого тіла, що витрачається на гасіння цих кутових швидкостей, може бути визначено наступним чином:

$$Q_z = \frac{I_z \dot{\psi}}{P_{ydz} I_z}$$

9.1.3 Ділянка побудови місцевої вертикалі

Прийmemo, що швидкість приведення КА по осях Ox і Oy змінюється за законом, зображеному на рис. 9.1, а тривалість T усієї ділянки відповідає повороту КА навколо осей Ox та Oy на кут α_n . Оскільки за час T_{li}^n КА повернеться на кут $\alpha_n/2$, відповідно до формули (9.2) маємо:

$$T_{li}^n = \sqrt{\frac{2I_i \alpha}{M_i^y}} = \sqrt{\frac{I_i \alpha_n}{M_i^y}},$$

$$T_i^n = 2T_{li}^n.$$

Відповідне витрачається кількість робочого тіла визначається формулою (9.1). При цьому в каналі нищпорення воно складе

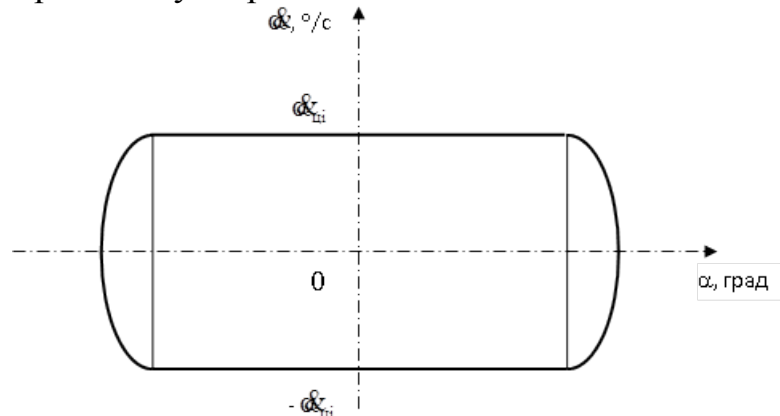
$$Q_z = \frac{M_{BZ} T_x}{P_{ydz} l_z}.$$

9.1.4 Ділянка побудови курсової орієнтації

Триосна орієнтація ССК в ОСК досягається розворотом КА навколо осі Oz (вертикальній осі) на кут, при якому вісь Oy збігається з вектором орбітальної швидкості. У найгіршому випадку цей кут дорівнює π . Як закон приведення в каналі нищпорення можна прийняти закон, зображений на рис. 9.1.

9.1.5 Ділянка стабілізації в ОСК

Прийmemo, що з стабілізації ОСК з допомогою двигунів ДУ рух КА відповідає граничному циклу, зображеному на рис. 9.2.



Мал. 9.2. Граничний цикл коливань КА у режимі стабілізації
Тривалість ділянок руху КА з постійною кутовою швидкістю дорівнює

$$T_{li} = 4 \frac{\alpha_{\text{лі}}}{\dot{\alpha}_{\text{лі}}}.$$

При русі цих ділянок робоче тіло не витрачається.

Тривалість ділянок зі змінною кутовою швидкістю визначається виразом

$$T_{2i} = 4 \frac{I_i \dot{\alpha}_{\text{лі}}}{M_i^y}.$$

Рух цих ділянок супроводжується витрачанням робочого тіла, що може бути з використанням формули (9.1). Загальну кількість граничних циклів по i -му каналу можна знайти за формулою

$$U_i = \frac{T_{\text{стаб}}}{T_{li} + T_{2i}}$$

де $T_{\text{стаб}}$ – тривалість ділянки стабілізації КА в ОСК. Помножуючи витрати робочого тіла, що відповідають одному граничному циклу по кожному каналу, на загальну кількість циклів цими каналами і підсумовуючи результати, отримуємо запас робочого тіла, необхідний для ділянки стабілізації.

9.2 Режим розвантаження двигунів-маховиків

Нехай на КА діє момент, що порушує, постійну складову якого позначимо через M_{oi} . Число розвантажень двигуна-маховика (ДМ) за добу визначається так:

$$n_i = \frac{K_{ci}}{K_{cp_i}}$$

Тут K_{ci} - кінетичний момент, що накопичується ДМ протягом доби за рахунок впливу M_{oi} ; K_{cp_i} - поріг спрацьовування системи розвантаження за кінетичним моментом ДМ.

Кінетичний момент K_{ci} може бути обчислений за формулою

$$K_{ci} = M_{oi} t_{\text{сут}},$$

де $t_{\text{сут}}$ – тривалість доби.

Кількість спрацьовувань ДМ за час активного існування КА знаходиться наступним чином:

$$N_i = n_i T_{\text{суц}},$$

де $T_{\text{суц}}$ - час активного існування КА (на добу).

Кількість робочого тіла, що витрачається в каналах управління рухом КА на одне розвантаження ДМ, визначиться так

$$Q_i = \frac{K_{cp_i}}{P_{уд_i} I_i}.$$

Тоді на N_i розвантажень знадобиться запас робочого тіла, рівний

$$Q_{i\Sigma} = \frac{K_{cp_i}}{P_{уд_i} I_i} N_i.$$

При цьому імпульс тяги U_i визначиться таким чином:

$$U_i = Q_{i\Sigma} P_{уд_i}.$$

Повний запас робочого тіла до виконання розвантажень ДМ визначається підсумовуванням запасів, необхідних забезпечення нормальної роботи трьох каналів ДМ. Зауважимо, що постійні складові моменту, що обурює, M_{oi} можуть бути викликані дією як аеродинамічного, гравітаційного, магнітного моментів, моменту сил сонячного тиску, так і моментів, що виникають при роботі коригуючої рухової установки. Ці моменти з'являються в результаті похибки установки двигунів і зазвичай мають дві складові: викликану кутовим поворотом вектора тяги двигуна щодо свого номінального положення і викликану лінійним зміщенням вектора тяги щодо номінального положення центру мас КА. Необхідно, особливо за одночасної роботи двох двигунів КДУ, враховувати також різנותяговість двигунів.

10 ВИБІР ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ МАГНІТНОЇ СИСТЕМИ КОРЕКЦІЇ КІНЕТИЧНОГО МОМЕНТУ ДВИГУНІВ - МАХОВИКІВ

10.1 Обурюючі та керуючі моменти

Для визначення впливу зовнішніх моментів, що обурюють, на роботу магнітної системи корекції (МСК) двигунів - маховиків СУОС і вибору основних її параметрів необхідне знання кінетичного моменту, що повідомляється КА зазначеними обуреннями.

Зміна вектору на довільному інтервалі часу $[t_1, t_2]$ під дією зовнішніх моментів визначається формулою

$$\bar{K}_B = \int_{t_1}^{t_2} \bar{M}_B dt ,$$

Де \bar{M}_B - головний момент зовнішніх сил, які діють КА.

Для аналізу процесів корекції кінетичного моменту необхідно також знати зміну в часі сумарного вектора кінетичного моменту при одночасному дії зовнішніх моментів, що обурюють і керуючого. Вектор \bar{K}_Σ може бути розрахований наступним чином:

$$\bar{K}_\Sigma = \int_{t_1}^{t_2} (\bar{M}_B + \bar{M}) dt .$$

У процесі польоту на КА діють різні зовнішні обурюючі моменти: гравітаційні, аеродинамічні, магнітні, обумовлені сонячним тиском і т. д. Для широкого класу КА (ШСЗ) найбільш значними збуреннями, що діють на нього в польоті, зазвичай є гравітаційний, аеродинамічний і магнітний моменти, що обурюють.

Вектор моменту, що управляє, визначається формулою

$$\bar{M} = \bar{m} \times \bar{B} ,$$

де \bar{m} - магнітний момент виконавчих органів МСК \bar{B} - вектор індукції МПЗ. Для первинної поканальної МСК формування магнітних моментів здійснюється відповідно до наступного алгоритму:

$$m_i = mR[H_k \sigma(k_j) - H_j \sigma(k_k)] ,$$

де m – модуль магнітного моменту.

Релейні функції σ , R мають вигляд, показаний на рис. 10.1 та 10.2:

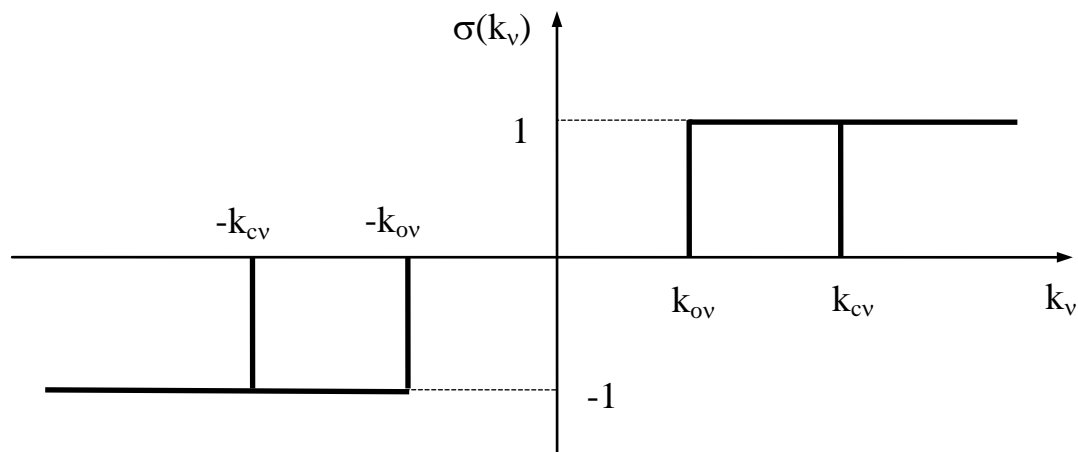


Рис. 10.1. Рілейна функція кінетичного моменту.

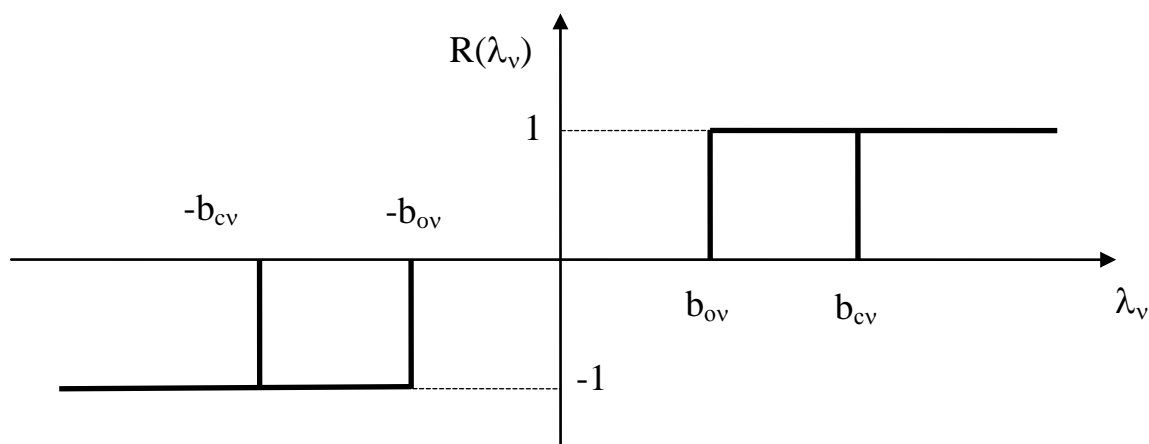


Рис. 10.2. Рілейна функція напруженості МПЗ і кінетичного моменту.

Вони визначаються порогами спрацьовування та відпускання за напруженістю (по індукції) МПЗ b_c і b_0 та за кінетичним моментом k_c і k_0 .

10.2 Спрощений метод визначення параметрів системи

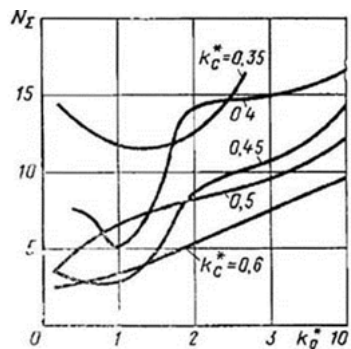
Основними параметрами розглянутого варіанта МСК є пороги спрацьовування та відпускання за величиною кінетичного моменту k_{ci} , k_{oi} та за напруженістю поля b_{ci} , b_{oi} а також величина магнітного моменту електромагніта m . Раціональний вибір цих параметрів можна провести на основі результатів моделювання процесу накопичення та корекції кінетичного моменту ДМ, наприклад, ЕВЦМ. Для цього необхідно забезпечити варіювання в широких межах різних параметрів: визначальних зовнішніх моменти, що обурюють, і магнітні моменти, зумовлені роботою МСК. Залучаючи методи послідовних наближень, неважко визначити оптимальні параметри системи.

Величину порога спрацьовування k_c слід вибирати виходячи з умови використання корекцій двигунів-маховиків на заданому інтервалі польоту КА. При цьому передбачається виключення корекцій накопичуваних періодичних складових кінетичного моменту, обумовленого зовнішніми збурюючими моментами. Необхідно варіювати початкові значення кутів, що характеризують положення Землі щодо Сонця, положення орбіти, значення кінетичних моментів КА, значення щільності атмосфери (значення індексу сонячної активності) та інші параметри.

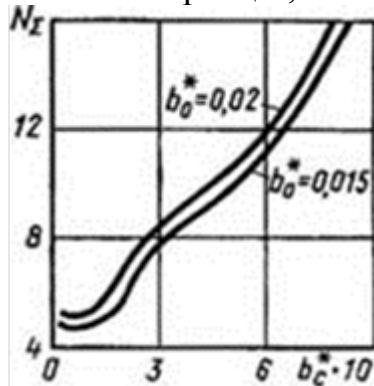
Оптимальні значення порога відпускання k_{oi} доцільно визначати з умови мінімуму сумарного числа корекцій двигунів-маховиків трьома каналами (на обраному

інтервалі) при прийнятних тривалості процесів корекцій і динамічних закиданнях k_i - k_{ci} при $|k_i| > |k_{ci}|$. Значення параметрів m , b_{ci} , b_{oi} при цьому можна покласти фіксованими з області їх очікуваних значень.

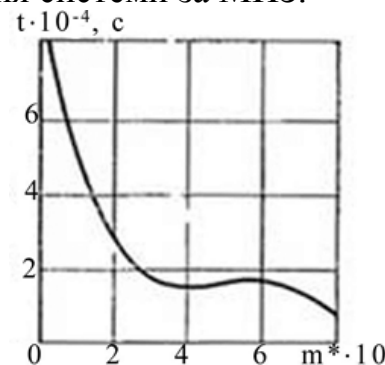
Як критерій оптимізації для вибору параметрів m , b_{ci} , b_{oi} зручно прийняти умову мінімуму частоти корекцій двигунів-маховиків на заданому інтервалі при допустимих динамічних закиданнях. При знаходженні оптимальних значень цих параметрів необхідно враховувати обрані попередніх етапах величини k_{ci} , k_{oi} . Параметри орбіт та його становища у своїй доцільно ставити з умови отримання максимальних обурювальних моментів. На рис. 10.3 наведено графіки сумарного числа корекцій за трьома каналами управління на інтервалі часу, що відповідає десяти орбітальним періодам, залежно від параметрів k_{ci} та k_{oi} . На рис. 10.4 зображено графіки зміни числа корекцій, що відповідають зміні величин порогів спрацьовування системи магнітного поля. Зміна тривалості корекцій залежно від модуля магнітного моменту приводу МСК наведено на рис. 10.5.



Мал. 10.3. Характер зміни кількості корекцій, залежно від параметрів системи.



Мал.10.4. Графік зміни числа корекцій у залежності від порогів спрацьовування системи за МПЗ.



Мал. 10.5. Характер зміни тривалості корекцій в залежності від модуля магнітного моменту приводу МСК.

На цих малюнках значення всіх параметрів є безрозмірними величинами і являють собою відношення дійсних значень до максимальних ($K_{\max} = 10 \text{ кГ м}^2 \text{ с}^{-1}$; $m_{i\max} = 10^2 \text{ А м}^2$; $H_{\max} = 80 \text{ м}^{-1}$). Як видно із рис. 10.3...10.5, всі криві мають яскраво виражені екстремуми в діапазоні значень параметрів, що розглядаються, відповідні наступним значенням:

$$k_{ci}^* = 0,4; k_{0i}^* = 0,1; m^* = 0,4;$$

$$b_c^* = 0,06; b_0^* \approx 0,015.$$

При таких значеннях основних параметрів МСК тривалість корекції становить 25...30 хв, а кількість корекцій на розглянутому інтервалі дорівнює чотирьом.

11 ВИМОГИ, ЩО ПРЕД'ЯВЛЯЮТЬСЯ ДО КОНСТРУКЦІЇ КА ЗІ СТОРОНИ РОЗРОБНИКІВ НАПВАКТИВНИХ СУОС

Розглянемо СУОС, у яких створення керуючих (відновлюють) моментів використовується гравітаційне полі Землі. У такому разі насамперед має виконуватися умова гравітаційної стійкості КА. Ця умова визначається таким чином: момент інерції КА по осі тангажу (В) повинен бути більшим за момент інерції по осі крену (А), який, у свою чергу, повинен бути більшим за момент інерції по осі нишпорення (С). Тобто $B > A > C$.

Для забезпечення відновлювального гравітаційного моменту однією з осей КА відповідні моменти інерції КА повинні бути різними. Для заданої орбіти необхідні значення гравітаційних моментів забезпечуються завданням певних співвідношень моментів інерції $\frac{A}{B}, \frac{C}{B}, \frac{C}{A}$. "Плата" за забезпечення заданих точнісних вимог до СУОС буде тим менше, чим менше будуть моменти, що обурюють: аеродинамічний, магнітний, момент від сил сонячного тиску та ін.

Необхідні значення моментів інерції КА часто створюються гравітаційним стабілізатором. У такому випадку задаються вимоги як до установки, так і до точності установки стабілізатора. Такі ж вимоги задаються і до демпферів коливань (наприклад, гіродемпфер або магнітний заспокоювач).

У повні рівняння руху КА навколо центру мас входить тензор інерції

$$I = \begin{vmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{vmatrix}.$$

У разі коли осі пов'язаної з КА системи координат (тангажу, нахилу і нишпорення) є головними центральними осями, відцентрові моменти інерції, природно, дорівнюють нулю. Якщо їх значення ненульові, то орієнтуватися буде не відповідна вісь пов'язаної (будівельної) системи, а інша вісь. При цьому похибка орієнтації, наприклад, по тангажу визначиться зі співвідношень

$$\operatorname{tg}2\theta = \frac{2I_{xy}}{I_{xx} - I_{yy}}.$$

Центробіжні моменти інерції можуть бути обумовлені технологічними похибками (шаблевидність стрижня гравітаційного стабілізатора) або температурними деформаціями. Тепловий вигин штиря стабілізатора може бути зменшений різними способами. Найбільш ефективно представляється використання з цією метою захисного чохла (панчохи).

У процесі розробки КА необхідно аналізувати власні частоти (частоти власних коливань) як СУОС, і гравітаційного стабілізатора, щоб не допустити небажаних ефектів, зокрема резонансних.

12 ВИМОГИ, ЩО ПРЕД'ЯВЛЯЮТЬСЯ ДО КОНСТРУКЦІЇ КА ЗІ СТОРОНИ РОЗРОБНИКІВ АКТИВНИХ СУОС

При розробці КА з активними СУОС, як і у разі напівпасивних та напівактивних систем, необхідно зводити моменти, що обурюють, до мінімуму. На відміну від нуля зовнішніх моментів, що обурюють, вимагатиме для їх компенсації витрат робочого тіла або електричної енергії.

Часто, особливо за необхідності забезпечення високих точнісних характеристик СУОС, висуваються вимоги, обумовлені нежорсткістю конструкції об'єкта управління. Це можуть бути вимоги щодо частот і декрементів власних коливань приєднаних елементів конструкції, наприклад панелей сонячної батареї.

Розробники активних СУОС насамперед висувають вимоги до встановлення як командних приладів, і виконавчих органів системи. При цьому доцільно виконати компонування КА таким чином, щоб осі пов'язаної системи координат були головними центральними осями.

Задаються вимоги до точності встановлення та взаємної виставки приладів СУОС. Необхідно забезпечувати стабільність положення приладів у польоті.

Непаралельність осей чутливості датчиків кутів осям пов'язаної (конструкторської) системи координат призводить до помилок орієнтації. Перекоси датчиків кутових швидкостей також призводять до появи помилок орієнтації, але вплив цих перекосів менший у порівнянні з перекосами датчиків кутів.

Відхилення основних центральних осей інерції від осей орієнтації призводить до ускладнення управління. У цьому випадку потрібні додаткові витрати робочого тіла або електричної енергії, пов'язані з відмінністю від нуля відцентрових моментів інерції. Якщо осі датчиків не паралельні напрямкам векторів моментів, що управляють, виникають небажані ефекти.

У практиці машинобудування часто домагаються узгодження із пов'язаними (конструкторськими) осями одного (базового) датчика. Узгодження інших датчиків забезпечують по відношенню до базового датчику. Обов'язково забезпечується прив'язка (союстування) наукових приладів.

У разі жорстких вимог щодо прив'язки приладів виконується їх юстирування в польоті.

Часто з метою забезпечення вимог щодо встановлення прилади розміщують на єдиній твердій платі.

Слід зазначити, що як виконавчі органи активних СУОС зазвичай використовують двигуни-маховики. При цьому крім відхилення осей обертання маховиків від необхідного напрямку можливі також такі помилки:

- усунення центру мас маховика щодо осі обертання (статичний дебаланс);
- відхилення головної осі інерції маховика (осі з найбільшим моментом інерції) щодо осі обертання (динамічний дебаланс).

При розробці високоточних СУОС задають вимоги щодо дебалансів маховиків.

Конструктори КА повинні забезпечувати непопадання елементів конструкції і продуктів згоряння в поля огляду датчиків кутів, а також відсутність світлових перешкод (відблисків у полях зору датчиків кутів). Наявність газящих поверхонь поруч із датчиками кутів та пилу в полях зору цих датчиків може бути причиною ненормальної роботи СУОС.

13 РАДІОТЕЛЕМЕТРИЧНА СИСТЕМА

При розробці КА має бути приділено особливу увагу фізичним зв'язкам окремих систем між собою, а також зв'язкам їх з траєкторією, програмою роботи та конструкцією [3].

Під радіотелеметричною системою будемо розуміти єдиний бортовий радіотехнічний комплекс приладів і пристроїв, що вирішує спільно з наземними засобами наступні завдання:

- прийом і дешифрування на борту необхідних команд управління та числових даних;
- збирання, зберігання, попередню обробку та передачу на пункти прийому телеметричної та телевізійної інформації;
- траєкторні виміри.

Телеметрична і телевізійна інформація може включати дані наукових систем і приладів і обов'язково містить службову інформацію. З використанням службової інформації у разі потреби можна за допомогою командної радіолінії коригувати програму роботи КА та режими функціонування окремих приладів.

Числові дані можуть бути необхідні для коригування тимчасової програми керування (уставки бортового тимчасового пристрою). Вони можуть бути уставочними даними для проведення корекції руху (налаштування інтегратора поздовжніх прискорень, кути повороту трубок оптичних приладів).

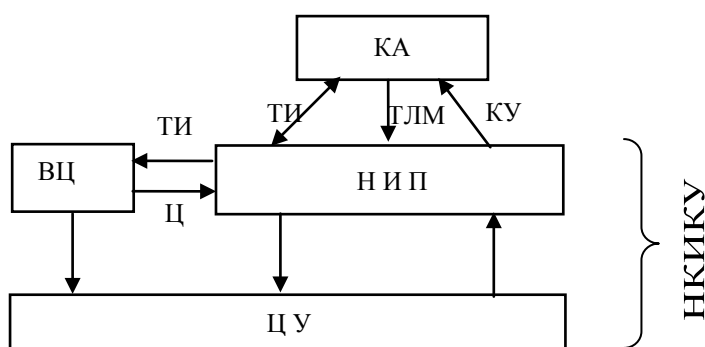
У процесі польоту КА проводять траєкторні виміри. Зазвичай вимірюють:

- дальність від наземних пунктів до КА (L);
- радіальну швидкість ($\frac{dL}{dt}$);
- кутові координати.

Ці дані використовуються в тому числі і для розрахунку цілей наземним засобам, що здійснюють зв'язок з КА. До складу цілевказівок входять ефе-мериди, тобто кутові координати у функції часу та величини радіальної швидкості, необхідні для внесення поправок на доплерівську зміну частоти.

Траєкторні виміри проводяться регулярно протягом усього польоту.

Схему супроводу польоту КА наземними засобами можна так:



Мал. 13.1. Схема супроводу польоту КА наземними засобами.

На цій схемі наведено такі скорочення:

- НП – комплекс наземних вимірювальних пунктів, що здійснюють прийом телеметричної інформації та її обробку;
- ТІ – траєкторні вимірювання;
- КУ – команди управління;
- ВЦ - обчислювальний центр, відповідальний визначення фактичної траєкторії і видачу целеуказаний (Ц);
- ЦУ - центр управління, в якому проводиться аналіз поточного стану бортових та наземних засобів та здійснюється прийняття оперативних рішень з управління КА.

Іноді ВЦ поєднують з ЦУ, що дозволяє використовувати одну і ту ж обчислювальну техніку для розрахунку траєкторії та для автоматизації аналізу та прийому рішень з управління.

Комплекс, що поєднує НП, ВЦ, ЦУ та необхідні лінії зв'язку, називають наземним командно-вимірювальним комплексом управління (НКИКУ).

Надійність і якість двостороннього радіозв'язку з наземними пунктами в першу чергу визначаються такими характеристиками радіолінії як пропускна здатність або інформативність лінії (швидкість передачі інформації) і перешкодостійкість, тобто здатність радіолінії передавати інформацію з необхідною точністю і достовірністю за наявності зовнішніх перешкод та власних шумів приймальних пристроїв. Ці характеристики залежать від приладів радіотелеметричної системи, від характеристик наземного пункту, параметрів бортових антен, дальності до приймального пункту.

Рівняння радіозв'язку по радіолінії "борт-земля" можна записати в такому вигляді:

$$\frac{P_c}{P_{ш}} = \frac{\xi_a A P_{K_y}}{L^2 \Delta f}, (13.1)$$

$$A = \frac{\xi_0 F_{эфф0}}{4\pi k T_{ш}},$$

$$F_{эфф0} = \frac{K_{y0} \lambda^2}{4\pi},$$

де $\frac{P_c}{P_{ш}}$ - відношення сигнал/шум на вході приймача;

P - потужність випромінювання бортового передавача;

k-постійна Больцмана;

L - відстань від КА до приймального пункту;

$T_{ш}$ - сумарна температура шумів наземного пункту;

Δf - ширина смуги пропускання;

K_{y0} , K_y -максимальний коефіцієнт посилення наземної та коефіцієнт посилення бортової антен відповідно;

$F_{эфф0}$ - ефективна площа наземної антени;

λ – довжина хвилі;

ξ_0 - коефіцієнт, що враховує поляризаційні втрати та втрати в антенно-фідерному тракті приймального пункту;

ξ_a - коефіцієнт, що враховує втрати в атмосфері Землі і планет і залежить від характеристик атмосфери і довжини хвилі.

Зауважимо у зв'язку з вищевикладеним наступне:

1. Зазвичай спектральну густину шуму N_0 представляють через шумову температуру таким чином:

$$T_{ш} = T_A + T_0(K_{ш} - 1) ,$$

де $K_{ш} = 1 + \frac{P_{шп}}{P_{ша}}$ - коефіцієнт шуму приймача;

$T_0 = 290^\circ\text{K}$;

$P_{ша}$ – потужність шуму антени;

$P_{шп}$ - власні шуми приймача з наведеною до входу потужністю;

T_A - температура антени.

Вважаючи спектр шуму рівномірним у смузі Δf , можна записати співвідношення

$$N_0 = \frac{P_{ш}}{\Delta f} = kT_{ш} .$$

2. Поляризація – упорядкованість в орієнтації векторів напруженостей електричного \mathbf{E} та магнітного \mathbf{H} полів хвилі у площині, перпендикулярній до променя. Розрізняють лінійну поляризацію, коли \mathbf{E} зберігає постійне спрямування, еліптичну поляризацію, при якій кінець \mathbf{E} описує еліпс у площині, перпендикулярній променю, і кругову поляризацію, коли \mathbf{E} описує коло. Площиною поляризації називають площину, в якій лежить \mathbf{E} та промінь.

3. Під ефективною площею антени розуміють відношення потужності, що надходить на вхід приймача, до щільності потоку випромінювання, що падає на антену.

Для якісного прийому і розшифровки інформації, що надходить з КА, величина відношення $\frac{P_c}{P_{ш}}$ повинна бути більше порогового значення $\left(\frac{P_c}{P_{ш}}\right)_n$, що залежить від виду інформації, що приймається, параметрів апаратури, ширини смуги пропускання і методу виділення корисного сигналу.

Головним показником передачі з борту Землю є швидкість (З) передачі (зазвичай в біт/с), що можна одержати цьому ділянці польоту КА.

Швидкість З пов'язана із шириною смуги пропускання співвідношенням

$$C = B\Delta f, \quad (13.2)$$

де B - функція виду кодування інформації, що передається.

Ширина смуги пропускання Δf , яка може бути реалізована в радіотелеметричній системі на даній ділянці польоту, визначається співвідношенням (13.1), якщо покласти

$$\frac{P_c}{P_{ш}} = \left(\frac{P_c}{P_{ш}}\right)_n .$$

Розглянемо деякий часовий інтервал, усередині якого $A = \text{const}$ та $P^0 = \text{const}$. Якщо L_{max} і $K_{y_{\text{min}}}$ - екстремальні значення відповідних величин, взяті на вказаному інтервалі, то на основі (13.1) та (13.2) для швидкості передачі інформації, реалізованої на цьому тимчасовому інтервалі, справедливе вираження

$$C = \frac{\text{ВАРК}_{y_{\text{min}}}}{\chi L_{\text{max}}^2 \left(\frac{P_c}{P_{ш}}\right)_n}, \quad (13.3)$$

де χ – коефіцієнт запасу.

Для більшості антен коефіцієнт посилення визначається кутом між електричною віссю антени та напрямком на пункт прийому, тому величина S може змінюватися за рахунок коливального руху КА та антени щодо центру мас апарату та руху його центру мас траєкторії. Вплив руху центру мас на коефіцієнт посилення антени матиме місце у випадках, коли відсутнє наведення антени на пункт прийому.

Інтервал часу, протягом якого працює передавач, назвемо сеансом зв'язку. На підставі (13.3) запишемо формулу для обсягу інформації, переданої за один сеанс

$$Q_c = \frac{BAPK_{y_{\min}}}{\chi L^2_{\max} \left(\frac{P_c}{P_{ш}} \right)_n} \tau_c, \quad (13.4)$$

де τ_c - тривалість сеансу.

Якщо протягом усього часу роботи передавача радіотелеметрична система працює в n послідовних режимах, то загальний обсяг інформації, переданої за весь сеанс, дорівнюватиме

$$Q = \frac{1}{\chi} \sum_{i=1}^n \frac{B_i A_i P_i (K_{y_{\min}})_i (\tau_c)_i}{(L^2_{\max})_i \left[\left(\frac{P_c}{P_{ш}} \right)_n \right]_i} \quad (13.5)$$

Співвідношення (13.4) пов'язує обсяг інформації, що надається, параметри наземного пункту, характеристику бортової антени, дальність до КА і час се-ансу.

Як впливає з (13.4), для різних КА заданий обсяг інформації може бути переданий при різних величинах потужності передавача, тривалості сеансу, коефіцієнта посилення антени і параметра A , що визначається характеристиками наземного пункту.

Зауважимо, що потужність передавачів космічного застосування зазвичай має величину від часток ват до сотень ват. При цьому відсутні особливі труднощі у створенні потужних передавачів. Ясно, що потужніший передавач дозволяє швидше передати заданий обсяг інформації або за тієї ж швидкості передачі мати менш ефективні бортові та наземні антени. Зменшення ефективності бортових антен істотно спрощує конструкцію КА і знижує його масу, а використання більш простих наземних антен знижує вартість експлуатації. Але збільшення потужності передавача призводить до зростання маси передавача та його електроспоживання і до збільшення цих же параметрів системи забезпечення температурних режимів (СОТР). Тому з погляду зменшення маси передавача, маси системи електроживлення та СОТР вигідно мати потужність передавача якнайменшу.

Таким чином, потужність передавача - це один із основних параметрів радіотелеметричної системи, який може бути обраний тільки в результаті комплексного аналізу проектних параметрів КА.

Тривалість сеансу τ_c , що входить до (13.5), визначається умовами видимості КА з наземних пунктів, запасами робочого тіла або електроенергії, необхідними для орієнтації антени на пункт прийому, та загальною програмою роботи.

Розглянемо вплив параметрів радіолінії на ємність хімічної батареї, необхідну щодо сеансу зв'язку.

Якщо електроспоживання бортової апаратури в сеансі в основному визначається електроспоживанням передавача, а потужність генератора електроенергії істо-

тно менше електроспоживання апаратури сеансу, то ємність хімічної батареї E_c буде приблизно дорівнювати $\frac{P\tau_c}{\eta_{\text{п}}}$, де $\eta_{\text{п}}$ - коефіцієнт корисної дії передавача.

На підставі (13.4) отримуємо:

$$E_c = \frac{\chi L_{\text{max}}^2 \left(\frac{P_c}{P_{\text{ш}} \eta_{\text{п}}} \right) Q_c}{\text{BAK}_{y \text{ min}} \eta_{\text{п}}} \quad (13.6)$$

Так як $\eta_{\text{п}}$ зазвичай не змінюється при зміні потужності випромінювання в кілька разів, то формула (13.6) показує, що в даному випадку ємність хімічної батареї не залежить від потужності передавача при зміні останньої в широких межах і визначається в основному заданим об'ємом інформації, який необхідно передати в сеансі, коефіцієнтом посилення бортової антени, дальністю та характеристиками наземного пункту.

Найважливішою характеристикою радіолінії та всієї радіотелеметричної системи є надійність. Надійність радіозв'язку залежить тільки від приладів радіотелеметричної системи, а й від орієнтації КА, електроживлення і траєкторії польоту.

Високий рівень надійності забезпечується традиційними та нетрадиційними методами.

Традиційними методами є:

- найкращі схемні рішення;
- застосування гарячого та холодного резервування окремих вузлів та блоків
- відбір елементів;
- ретельне відпрацювання системи на Землі з максимальним наближенням умов випробувань до реальних експлуатаційних умов.

Відомі такі нетрадиційні методи:

- використання додаткових всеспрямованих і малоспрямованих антен, коефіцієнт посилення яких мало залежить від орієнтації КА і здатні передавати мінімально необхідний обсяг службової інформації та приймати команди, призначені для "лікування" КА в аварійних ситуаціях;
- використання автономних джерел електроживлення передачі аварійної чи особливо важливої інформації;
- застосування аварійної автономної командної радіолінії;
- дублювання наземних засобів прийому інформації та передачі команд.

Слід зазначити, що досконалість радіотелеметричної системи визначається не тільки технічним рівнем розробки та виготовлення бортових приладів, але і характеристиками наземних засобів, призначених для прийому інформації, а також передачі керуючих команд та числових даних.

При розробці проекту КА і при стикуванні радіотелеметричної системи з іншими системами апарату необхідно враховувати її основні характеристики (основні параметри):

- склад та точність траєкторних вимірювань;
- число каналів, схему опитування та методи кодування телеметричної інформації;

- параметри телевізійної системи, наприклад, швидкість передачі кадру та кількість елементів у кадрі;
- кількість дискретних команд, які здатна прийняти система, бортові тимчасові затримки та стабільність цих затримок, час передачі однієї команди;
- кількість і розрядність чисел, що приймаються із Землі;
- вимоги до бортових антен і фідерних пристроїв для радіоліній "борт-Земля" і "Земля-борт";
- вихідну і споживану потужності всіх передавальних пристроїв;
- побічний склад та масу;
- електроспоживання у всіх режимах для заданих діапазонів напруги;
- допустимі температури на корпусах приладів і спеціальні вимоги до СОТР КА, наприклад, необхідність установки вентиляторів біля окремих блоків системи або рідинного охолодження цих блоків;
- вимоги до газового середовища у разі розміщення частини апаратури у герметичних відсіках.

14 АНТЕННИ ІЗЗ І ЗЕМНИХ СТАНЦІЙ

14.1 Особливості антен супутникових систем

Специфіка супутникового зв'язку, що полягає у великій протяжності трас між ШСЗ та земними станціями, значних послабленнях радіосигналів на цих трасах а також у переміщенні (еволюції) ШСЗ на орбіті, висуває серйозні вимоги до вибору типів, конструкції та параметрів антенних систем [4].

Призначенням бортових антен є прийом і випромінювання радіосигналів, що передаються (приймаються) земними станціями, розташованими в зоні обслуговування ШСЗ. Відповідно діаграма спрямованості бортової антени повинна бути узгоджена з розмірами та формою території, що обслуговується. Бортові антени геостационарних ШСЗ з глобальним охопленням всієї видимої поверхні земної кулі мають ширину діаграми спрямованості $17...19^{\circ}$ коефіцієнт посилення $18...20$ дБ. Вони виконуються зазвичай у вигляді парабол або рупорів. У міру вдосконалення систем стабілізації ШСЗ на орбіті, появи нових методів передачі (з комутацією сигналів на борту) і освоєння діапазонів частот вище 10 ГГц на борту стали застосовувати все більш вузьконаправлені антени з шириною променя $1...5^{\circ}$ та коефіцієнтом посилення $33...45$ дБ. Відповідно змінився і тип антен - з'явилися лінзові антени, багатопробне-неві та ін.

Антени земних станцій немає таких обмежень, як бортові. Чим більший розмір земної антени, тим більшою мірою вона може "подолати" послаблення сигналів на трасі та забезпечити більшу пропускну спроможність системи загалом. Внаслідок цього в перших супутникових системах використовувалися антени супутникового типу з діаметром дзеркала $25, 32$ м і більше. У подальшому у міру збільшення потужності випромінювання ШСЗ, кількісного зростання мережі земних станцій, а також під тиском економічних факторів взяла гору тенденція скорочення розмірів антен до 12 , а потім до $5 \dots 7$ м; для масових супутникових систем (систем телевізійного мовлення) стали використовувати антени діаметром $0,6 \dots 2,5$ м. Однак земні антени залишаються складними спорудами, тому при їх створенні прагнуть забезпечити максимальний коефіцієнт посилення, що, свою чергу, вимагає високої точності виготовлення дзеркала антени, забезпечення жорсткості (недеформованості) його конструкції при вітрових навантаженнях та сонячної радіації, вдосконалення опромінювальних систем. Для зниження впливу зовнішніх перешкод (випромінювання Землі, наземних радіослужб та інших супутникових систем) необхідне підвищення помехозахистних антен і зниження рівня бічних пелюсток діаграми спрямованості.

В останні роки у зв'язку із застосуванням поляризаційного ущільнення як засобу підвищення ефективності використання радіоспектру приділяється велика увага поляризаційним характеристикам антен, що призвело до їх удосконалення, а в ряді випадків – зміни конструктивних рішень. Значну еволюцію зазнали і антенно-хвильові тракти: збільшилася їх багатоствольність, широкосмуговість, покращилися поляризаційні характеристики, в тому числі завдяки застосуванню пристроїв адаптивної компенсації складових кросполяризації. Для зниження втрат енергії застосовують нові типи хвилеводів (зі збільшеним перетином і придушенням вищих типів хвиль), а також променеводи.

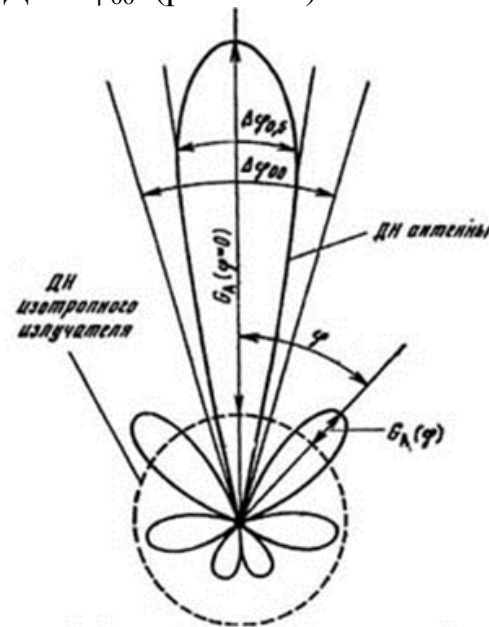
Особливістю великих гостронаправлених земних антен є необхідність стеження за ШСЗ через його руху чи періодичних змін становища на орбіті. Для цього у складі антенних систем передбачаються механічні приводи та радіотехнічне обладнання автоматичного наведення.

У цьому розділі наводяться визначення основних параметрів антен та опис типових конструкцій.

14.2 Основні параметри антен

Основними електричними характеристиками антен є: коефіцієнт посилення (КУ), діаграма спрямованості (ДН), коефіцієнт використання поверхні (КІП) апертури і чистота поляризації випромінюваних сигналів.

Коефіцієнт посилення антени (щодо ізотропного випромінювача) G_λ показує, у скільки разів ця антена створює в деякій точці простору щільність потоку потужності, більшу, ніж ізотропний (всеспрямований) випромінювач при підведенні до нього тієї ж потужності. Залежність G_λ від кута φ відсвічуваного від головного (основного) напрямку випромінювання, $G_\lambda(\varphi)$ називається діаграмою спрямованості антени. Відповідно розрізняють КУ у головному напрямі $G_{A.гл.} = G_\lambda(\varphi=0)$ та в бічних пелюстках ДН $G_{A.бок.} = G_\lambda(\varphi_i=0)$. Зазвичай на практиці користуються не просторовою діаграмою спрямованості, а її перерізами в горизонтальній (азимутальній) та вертикальній (кутовмісній) площині. Під шириною ДН антени розуміють кутову відстань між двома крайніми напрямками, в яких КУ в головному напрямку зменшується в необхідну кількість разів; відповідно розрізняють ширину ДН по половинній потужності $\Delta\varphi_{0,5}$ і ширину за першими нулями ДН $\Delta\varphi_{00}$ (рис. 14.1).



Мал. 14.1. Діаграми спрямованості антен та ізотропного випромінювача (у полярних координатах).

Для параболічних та рупорних антен

$$G_A = 4\pi S_{\text{эф}} / \lambda^2, \quad (14.1)$$

де $S_{\text{эф}}$ - ефективна площа їх апертури.

Ефективність використання геометричної поверхні апертури антени S_r характеризується коефіцієнтом використання поверхні КВП

$$q = S_{\text{эф}}/S_r.$$

Для антен з круглою апертурою діаметром D_λ

$$q = 4S_{\text{эф}}/\pi D_\lambda^2 \quad (14.2)$$

На підставі (14.1) та (14.2)

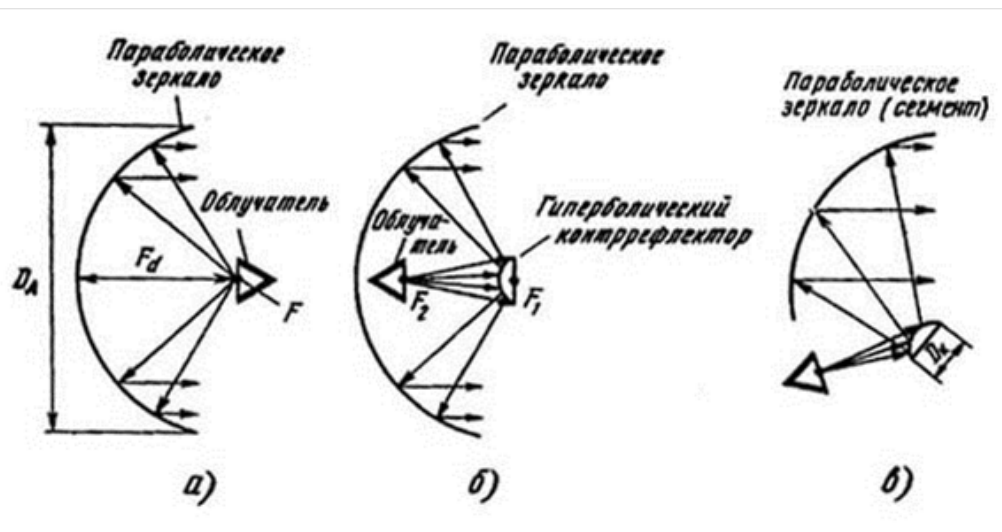
$$G_A = 4q\pi S_r/\lambda^2 = q\pi^2 D_\lambda^2/\lambda^2. \quad (14.3)$$

Ширина ДН

$$\Delta\varphi_{0,5} \approx 70\lambda/D_\lambda \approx \sqrt{4,9 \cdot 10^3 q/G_A} \quad (14.4)$$

Як видно з (14.3) та (14.4), при заданих геометричних розмірах антени її параметри (G_A і $\Delta\varphi_{0,5}$) визначаються величиною КВП. Принципово КВП завжди менше одиниці, що пояснюється нерівномірністю опромінення дзеркала антени, “переливом” енергії опромінювача за краї дзеркала, нерівномірностями поверхні дзеркала та відхиленнями її форми від необхідної (параболічної), частковим затіненням дзеркала, що вноситься опромінювальною системою, впливом опор опромінювача. Для звичайних параболічних антен $q \approx 0,5 \dots 0,6$.

Прагнення до підвищення КВП і спрощення антенно-хвильового тракту (АВТ) призвело до створення дводзеркальних антен Кассегрена з поліпшеною опромінюючою системою і модифікованим дзеркалом. Принцип дії такої антени пояснюється рис. 14.2.



Мал. 14.2. Принцип дії параболічних антен:

а) однодзеркальною, б) дводзеркальною, в) з винесеною опромінювальною системою.

На відміну від звичайної параболічної антени (рис. 14.2а) у фокусі параболі основного дзеркала антени Кассегрена (рис. 14.2б) міститься друге дзеркало, яке має гіперболічну форму і служить перевипромінювачем (контррефлектором) енергії первинного опромінювача, розміщеного у фокусі першої параболоїди та контррефлектора F_2 . Відповідним вибором форми поверхні основного дзеркала (модифікована парабола) і контррефлектора (модифікована гіпербола) в антені Кассегрена вдається досягти більш ефективного опромінення поверхні основного дзеркала (визначає КВП) і знизити ефект "переливу" енергії за край визначального рівня бічних пелюсток). При

цьому для однодіапазонних (наприклад, приймальних) антен досягається КП 0,7 ... 0,75; для приймально-передаючих антен, що працюють у різних діапазонах частот, оптимізація параметрів здійснюється зазвичай у діапазоні частот прийому, де досягається КВП 0,6...0,7, а діапазоні передачі він знижується до 0,5... 0,6.

З (14.3) випливає, що, збільшуючи розміри антени або підвищуючи частоту випромінювання (зменшуючи λ), можна збільшувати КУ, що справедливо до певної межі. Насправді в міру збільшення D_λ/λ зростає від'ємна дія нерівностей дзеркала, що характеризуються середньоквадратичним відхиленням σ його поверхні від розрахункової форми. При $\sigma \geq \lambda/16$ це призводить до розсіювання енергії на нерівностях, розфазування антени і, як наслідок, зменшення КП і КУ. Можна вважати, що при сучасній технології виготовлення дзеркал максимальне значення КУ становить 63...65 дБ, а для високоточних прецизійних антен - 70 дБ.

Форма ДН антени у першому наближенні

$$G_\lambda = G_\lambda(\varphi = 0) J_1(u)/u, \quad (14.5)$$

де; $u = (\pi D_\lambda / \lambda) \sin \varphi$; J_1 - функція Бесселя першого роду від дійсного аргументу.

Як видно із рис. 14.1, діаграма спрямованості складається з головного пелюстка і сукупності бічних пелюстків, що спадають за величиною зі збільшенням φ . Негативний вплив бічних пелюстків ДН позначається на тому, що у передачу можуть створювати перешкоду іншим радіослужбам (наземним і космічним), але в прийом - стати причиною погіршення сигнал/шум у приймачі під впливом випромінювань Землі і сигналів інших радіослужб. У зв'язку з цим форма ДН бортових і земних антен регламентується міжнародним консультативним комітетом з радіо (МККР).

Рівень бічних пелюстків для антен Кассегрена визначається "переливами" енергії за краї основного дзеркала і контррефлектора, розсіюванням на краях і нерівностях поверхні обох дзеркал, а також відбиття від опор контррефлектора.

Методи зменшення рівня бічних пелюстків збігаються з описаними вище методами збільшення КВП. Ефективним засобом є також застосування глибоких дзеркал зі зменшеною фокусною відстанню F_d (див. рис. 14.2а). Так, при зниженні F_d/D_λ від звичайного значення 0,45 до 0,25...0,3 вдається знизити рівень перших бічних пелюстків з -17 до -20 дБ, а інтегральний рівень - до $c \approx 0,15$.

Подальші заходи зниження бічних пелюстків полягають у зменшенні затінюючої дії контррефлектора шляхом скорочення його діаметра до значень $D_k \approx 0,1D_\lambda$ при збереженні $D_k \geq 6...8\lambda$, застосуванні радіопрозорих опор, а також у переході до антен так званого неосесиметричного типу з винесеною опромінювальною системою (рис. 14.2в). При цьому як опромінювач використовують конічний рупор, часто заповнений діелектриком, а контррефлектор виконують у вигляді еліпсоїда з великою віссю у вертикальній площині. Винесення опромінювача і контррефлектора з площини випромінювання основного дзеркала повністю усуває його затінення і вплив опор, а також дозволяє збільшити розміри контррефлектора і сформувані ДН опромінюючої системи з крутими спадами в напрямках на краї основного дзеркала. Це дозволяє знизити рівень перших бічних пелюстків до -(25...30) дБ, а бічних пелюстків задньої півсфери до - 60 дБ. Додаткова перевага полягає в тому, що завдяки вертика-

льному положенню основного дзеркала антени воно мало схильне до скупчення снігу і льоду.

Важливим параметром антени є чистота поляризації випромінювання, що характеризується коефіцієнтом розв'язки по кросполяризації (РКП), що представляє собою відношення (в децибелах) потужностей випромінювання основної і кросс-поляризаційної складових. Для антен з еліптичною поляризацією

$$\text{РКП} = 10 \lg [(1+e)^2 / (1-e)^2], \quad (14.6)$$

де e - відношення малої та великої півосей еліпса поляризації.

З (14.6) видно, що з ідеально кругової поляризації (коли $e = 1$) $\text{РКП} = \infty$.

Причини появи кросполяризаційної складової: несиметричність випромінюючих поверхонь антени, їх нерівності та деформації під дією ваги та сонячної радіації, як прийнято вище, відхилення форми поверхні дзеркал від розрахункової характеризується середньоквадратичною похибкою σ . Іншим показником є радіус кореляції похибок ρ , що визначає величину області, в межах якої похибки корелювані (тобто мають один знак і близькі величини). РКП істотно залежить від величини σ , причому вплив великомасштабних похибок з великим радіусом кореляції (наприклад, вагових деформацій) менше, ніж дрібномасштабних з малим радіусом кореляції. При цьому осесиметричні антени внаслідок їхньої принципової симетрії забезпечують більшу величину РКП, ніж неосесиметричні. За більших значень σ ці відмінності нівелюються і РКП прагне до 25 дБ.

Діаграма спрямованості антени для кросполяризаційної складової відмінна від ДН для основної компоненти: вона має мінімум глибиною 35...40 дБ в головному напрямку і максимумами в області $\varphi \approx \Delta\varphi_{0,5} / 2$, причому ці максимумами лежать в площинах Е або Н для лінійно поляризованих антен, а для антен з круговою поляризацією - у двох ортогональних площинах, розташованих під кутом 45° до площин Е і Н. Для звичайних антен значення РКП у максимумі становить 20...25 дБ; застосуванням спеціальних заходів його вдається підвищити до 30...32 дБ. Поляризаційні характеристики земних і бортових антен також регламентуються МККР.

До антени земних станцій супутникових систем пред'являються такі вимоги:

- забезпечення високих електричних характеристик, викладених вище;
- збереження параметрів антени при швидкості вітру до 20 м/с (допускається деяке їх погіршення при швидкості вітру до 25 м/с), а також при впливі сонячної радіації, снігу, ожеледиці та інших факторів, характерних для кліматичних умов місця установки антени;
- збереження цілісності (неруйнівності) конструкції антени при швидкості вітру до 50 м/с.
- можливість переорієнтації антени по азимуту та куту місця в кутових межах та зі швидкостями, що залежать від типу орбіти ШСЗ;
- пошук, наведення та автоматичний супровід ШСЗ з кутвою погрешністю не більше;
- висока економічна ефективність, що визначається вартістю антени та витратами на її експлуатації;

– великий термін служби (не менше 10 років) і висока надійність, що характеризується коефіцієнтом готовності (не менше 0,9995) та можливістю проводити ремонтно-профілактичні роботи на антені без перерви зв'язку.

Антенні системи зазвичай класифікуються по діаметру основного дзеркала, так як саме він визначає складність, вартість і область застосування всієї системи. Основні параметри цих антен наведено в табл. 14.1.

Таблиця 14.1

Параметри антени	Значення параметра при діаметрі основного дзеркала, м						
	25	12	7		4	2,5	
1	2	3	4	5	6	7	8
Діапазон частот, Гц:							
на передачу	6	6	6	14	14	-	-
на прийом	4	4	4	11	11	4	12
Глибина дзеркала	0,45	0,25	0,4	0,15	0,29	0,3	0,3
Среднеквадратическая погрішність дзеркала, мм	1,5	0,6	0,6	0,6	0,4	0,3	0,3
Діаметр контррефлектора, м	2,5	0,64	1,1	0,86	0,37	-	0,35
КВП:							
на передачу	0,55	0,6	0,6	0,6	0,67	-	-
на прийом	0,74	0,7	0,7	0,67	0,7	0,61	0,7
Ширина діаграми, хв.:							
на передачу	8	16	29	14	21	-	-
на прийом	12	24	41	16	23,5	150	38
Рівень перших бічних пелюсток ДН, дБ	-22	-16	-15	-17	-14	-20	-18
Розв'язка з кроссполяризації, дБ:							
по осі ДН	32	35	32	32	40	25	30
у зоні ± 1 дБ	30	30	25	25	36	22	31
Тип АВТ	ВВ (волновід)	ВВ	ВВ	ЛВ (лучевід)	ВВ	ВВ	ВВ

Продовження табл. 14.1.

1	2	3	4	5	6	7	8
Витрати у АВТ, дБ: на передачу на прийом	3,0 0,7	2,5 0,7	2,0 0,7	0,8 0,4	1,5 0,5	- 0,3	- 0,3
Потужність, що підводиться до антени, кВт	5	5	3	3	1,2	-	-
Тип опорно-поворотного пристрою (ОПУ)	ПП (повноповоротне)	ПП	ПП	НП (неповоротне)	НП	НП	НП
Діапазон кутів переорієнтації антени, град: по азимуту по куту місця	±300 0...90	±280 0...90	±280 -1...100	±45 0...90	0...360 0...80	±90 0...60	±90 0...60
Межі точного наведення антени, град	±300 0...90	±280 0...90	±280 -1...100	±2,5	±6	±5	±5
Максимальна швидкість переміщення антени, град/з	2,5	6	1,5	0,05	0,15	0,15	0,15
Максимальна погрішність наведення, угл. мін	±1,5	±2	±3	±3	±3	±5	±2
Допустима швидкість вітру ,м/с робоча гранична	25 50	25 50	20 40	25 55	30 50	30 50	30 50
Маса антенної системи, т	350	50	6,5	6,5	1	0,25	0,25
Споживана потужність при переорієнтації, кВт	110	5	5	0,5	0,25	0,12	0,12
Температура шумів антени, К у зеніті під кутом 5°	22 45	20 40	20 50	25 60	20 60	25 70	25 65

Антенна система земної станції складається з дзеркала з опромінювальною системою, АВТ, ОПУ з електросиловим приводом, апаратурою наведення та автосупроводження.

Дзеркала антен виконуються зазвичай з алюмінієвих сплавів у вигляді окремих секцій, що мають необхідний профіль поверхні. Число їх залежить від розмірів антени; так, при $D_\lambda = 12$ м цих секцій 15, а при $D_\lambda = 4$ м - 2. Великі дзеркала збираються на землі, на спеціально підготовленому стапельному майданчику; припасування секцій та юстування поверхні зібраної антени проводиться або за допомогою прапор-шаблону, або методами геодезичних вимірів. Для надання дзеркалам необхідної жорсткості та недеформації навколо них монтується фермовий каркас.

Контррефлектор кріпиться на дзеркалі за допомогою трьох чи чотирьох опор; спочатку він встановлюється в розрахункове положення, а при налаштуванні (фокусуванні) антени його положення підбирається експериментально. Як опромінювач

зазвичай використовують конічний рупор з внутрішньою ребристою структурою; між рупором і контррефлектором (а іноді на контррефлектор) розміщується скануюча насадка, що служить для періодичного гойдання осі ДН антени в процесі автосупроводу.

У ряді антен безпосередньо за дзеркалом обладнується так звана піддзеркальна кабіна (або невеликий контейнер) для розміщення вхідного малошумного підсилювача приймача. Для масових дешевих антен застосовують спрощені однодзеркальні опромінюючі системи у вигляді логарифмічної спіралі, що збуджується за допомогою коаксіально-симетричного пристрою.

Опорно-поворотні пристрої можуть бути двох типів: повноповоротні (ПП) та неповноповоротні (НП). Перші використовуються для роботи з нестаціонарними та швидколітаючими ШСЗ. Вони мають межі переорієнтації більше $\pm 270^\circ$ по азимуту та $0 \dots 90^\circ$ за кутом місця. У цих межах може здійснюватися як груба установка антени, і точне наведення на ШСЗ. У великих антен ПП ОПУ виконується у вигляді жорсткої вежі, пов'язаної з фундаментом і несучими конструкціями технічної будівлі станції з тим, щоб при максимальному вітровому навантаженні відхилення осей підвіски дзеркала не перевищувало 2 ... 3 кут. хв. Дзеркало обертається за допомогою електросилового приводу, що має значну споживану потужність, при цьому важливо забезпечити малі люфти в механічних зубчастих передачах, щоб знизити похибки орієнтації антени на ШСЗ. З цією метою в репродукторах великих антен застосовують спеціальні люфтовибираючі пристрої.

Другий тип - НП ОПУ - ризначений для роботи з геостаціонарними ШСЗ, нестабільність становища яких зазвичай не перевищує $\pm 1,5^\circ$; відповідно в НП ОПУ є механічні пристосування (кронштейни та талпери) для грубої установки дзеркала вручну в межах $\pm 90^\circ$ та малопотужний електросиловий привід для точного наведення антени в межах 3...5 кут.хв.

У процесі автосупроводу ШСЗ переміщається або дзеркало разом з опромінювальною системою, або тільки опромінювач з контррефлектором. У разі енерговитрати на наведення антени значно менше, проте при гойданнях опромінюючої системи неминує відбувається деяке розфокусування антени і відповідне погіршення її параметрів; проте це погіршення незначне.

Для збереження параметрів антени (особливо поляризаційних характеристик) при снігу та ожеледиці застосовують штучний підігрів дзеркала та опромінювальної системи за допомогою електричних нагрівачів, що монтуються на задній поверхні дзеркала. Так як необхідна для підігріву електрична потужність велика (близько $0,8 \text{ кВт/м}^2$), нагрівач встановлюють лише в нижньому секторі антени, де скупчення снігу та льоду ймовірніше, а також на контррефлекторі. Для запобігання антени від впливу сонячної радіації її випромінюють поверхні покривають радіопрозорими дифузними фарбами.

Подальшим напрямком удосконалення земних антен є застосування гомологічних конструкцій, що дозволяють виробляти автоматичне підстроювання форми поверхні дзеркала при переорієнтації антени та усувати вплив вагових деформацій; при цьому повинна здійснюватися і фокусна компенсація шляхом підстроювання контр-

рефлектора. Антени гомологічної конструкції мають більш високий КВП і істотно кращі поляризаційні характеристики.

14.3 Бортові антени ШСЗ

Розглядаються лише антени, службовці передачі і прийому зв'язкових сигналів. Основні вимоги до бортових антен:

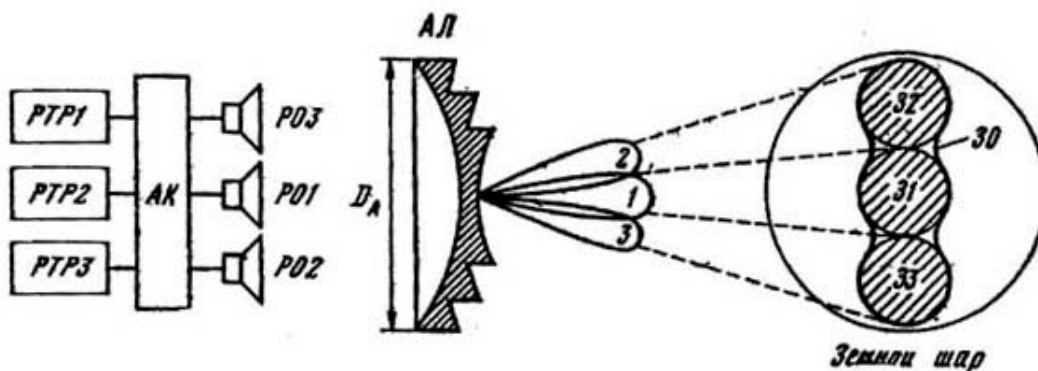
- ефективна локалізація випромінювання в зоні обслуговування, створення максимально рівномірної щільності потоку потужності в межах цієї зони і мінімального випромінювання поза нею;
- забезпечення необхідних поляризаційних характеристик і високої просторової вибірковості; збереження цих параметрів при еволюціях ШСЗ;
- малі транспортні габарити та маса; здатність витримувати великі прискорення та вібрації, зберігати працездатність в умовах глибокого вакууму, при впливі сонячної та іонізуючої радіації, характерних для космічного простору.

Супутники перших поколінь із-за недосконалості систем стабілізації не могли забезпечити точної орієнтації бортових антен на задану точку Землі, тому на них використовувалися антени з порівняно широкою діаграмою спрямованості, що охоплює усю видиму поверхню Землі або значну її частину. Вони виконувалися у вигляді парабол зонтичного типу (ШСЗ "Молнія-1"), що розгортаються в космосі, або у вигляді конічних рупорів (ШСЗ "Молнія-2"); на супутниках, стабілізованих обертанням, застосовувалися кільцеві щілинovidні антени (ШСЗ "Телстар"), що мають кругову ДН в площині обертання.

На ШСЗ пізніх поколінь у міру поліпшення систем стабілізації і зменшення розмірів зон обслуговування стали застосовуватися гостронаправлені антени у вигляді великих парабол (ШСЗ "Горизонт") або синфазних антенних ґрат з великою кількістю (близько 100) спіральних опромінювачів (ШСЗ "Екран"). Ці антени виготовляються з магнію, титану або берилія. У транспортному положенні вони розміщуються під обтічником ракети-носія і розгортаються в космосі після виходу ІСЗ на орбіту. Усі антени цих поколінь є однопроменевими, тобто їх ДН має одна головна пелюстка; у деяких ІСЗ він по командах із Землі може бути перепроєктований на задану точку Землі. За принципом дії і електричними характеристиками вони принципово подібні до антен земних станцій і відрізняються лише конструктивним виконанням і технологічною специфікою, пов'язаною з роботою у відкритому космосі.

Розвиток супутникових систем і застосування просторово-часової комутації сигналів на ШСЗ призвело до появи принципово нових бортових антен з багатопроменевими діаграмами, що описують форму зони обслуговування.

Принцип дії багатопроменевої антени (МЛА) наведено на рис. 14.3 (як приклад розглядається трипроменева антена).



Мал. 14.3. Багатопроменева бортова антена та її зона обслуговування.

Рупорний опромінювач PO1, розташований у фокусі антеної лінзи (АЛ), формує сферичну хвилю, яка, проходячи через АЛ, перетворюється на плоску хвилю, що поширюється від лінзи (промінь 1) і опромінює зону 31 на поверхні земної кулі. Ширина ДН цього променя становить $(60...70)\lambda / D_{\text{л}}$, де $D_{\text{л}}$ – діаметр лінзи.

Опромінювачі PO2 і PO3 дещо зміщені щодо PO1, що викликає відповідне за величиною, але протилежне за напрямом зміщення променів 2 і 3 і зон 32 і 33.

Роль лінзи при цьому полягає в тому, щоб зменшити розфокусування антени, обумовлену зміщенням РВ щодо фокусу АЛ і перетворити сферичну хвилю РВ на плоску. Якщо всі три РВ підключаються до одного бортового ретранслятора (наприклад, RTP1), то на поверхні Землі формується зона обслуговування 30, що апроксимує 31...33. Комбінуючи число і взаємне розташування РВ, можна формувати діаграму спрямованості, в максимальній мірі відповідну розмірам і формі території, що обслуговується. При цьому чим більше число РВ та розміри лінзи, тим вище точність апроксимації та ефективніше використання потужності випромінювання ШСЗ.

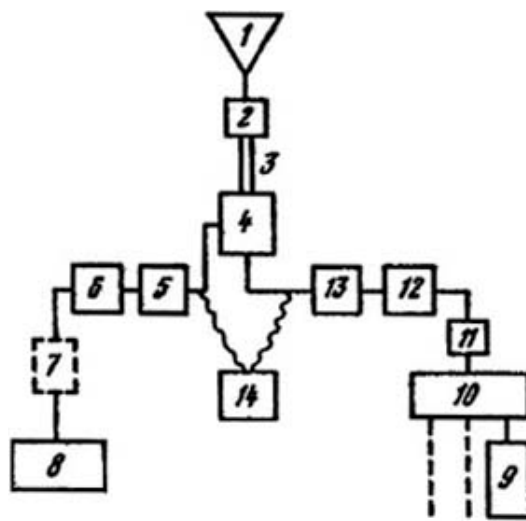
Ще більшої ефективності можна досягти, здійснюючи комутацію антенних променів відповідно до адреси повідомлень, що передаються. Так, якщо деякий момент RTP1 повинен передавати сигнал в зону 31, то він за допомогою антенного комутатора АК підключається до PO1. У наступний момент RTP1 повинен передавати сигнал, наприклад, в зону 33 і АК підключає його до РВ3 і т. д. Зміна адреси і відповідне перемикання РТР і РВ може здійснюватися з великою швидкістю. У системах з багатостанційним доступом з тимчасовим поділом (МДВР) вона пропорційна числу ущільнюваних телефонних каналів і числу земних станцій і може досягати декількох тисяч разів на секунду, що забезпечується застосуванням електронних НВЧ комутаторів. Використання комутації променів безумовно ускладнює МЛА, проте забезпечує збільшення еквівалентної ізотропно-випромінюваної потужності (ЕІПМ) супутника приблизно в N разів (де N - число променів МЛА). У багатоканальних супутниках АК виконується за матричною схемою і оперативно підключає кожен РТР до відповідного РВ.

Передавальна антена супутника "Інтелсат-VI", що працює в діапазоні 4 ГГц, має лінзу діаметром 3,2 м і опромінювальну систему з 150 окремих РВ, розділених на шість зон обслуговування різної величини та форми. Оскільки супутник "Інтелсат-VI" стабілізується в просторі шляхом обертання навколо вертикальної осі, перпендикулярної площині екватора, то для збереження положення зони обслуговування вся антенна система обертається щодо ШСЗ з тією ж швидкістю, але у протилежному напрямку. Це здійснюється електроприводом, керованим датчиками орієнтації антени.

14.4 Антено – хвильоводні тракти

Антенно-хвильоводний тракт (АВТ) є проміжною ланкою між передавальним пристроєм та антеною (на передачу) та між антеною та приймальним пристроєм (на прийом). У багатоствольних станціях АВТ виконує також функції поєднання (об'єднання) сигналів кількох передавачів і поділу їх на прийом; у станціях, що працюють з поляризаційним ущільненням, АВТ повинен забезпечувати складання та поділ сигналів з різною поляризацією. Антенно-хвильоводні тракти земних та космічних станцій мають багато загальних елементів та технічних рішень; тут ми розглянемо АВТ земних станцій.

У сучасних земних станціях застосовуються два типи АВТ: хвильоводні та променеві. Типова структурна схема тракту хвильоводного типу приймально-передавальної багатостовбурної земної станції наведена на мал. 14.4.



Мал. 14.4. Структурна схема АВТ хвильоводного типу.

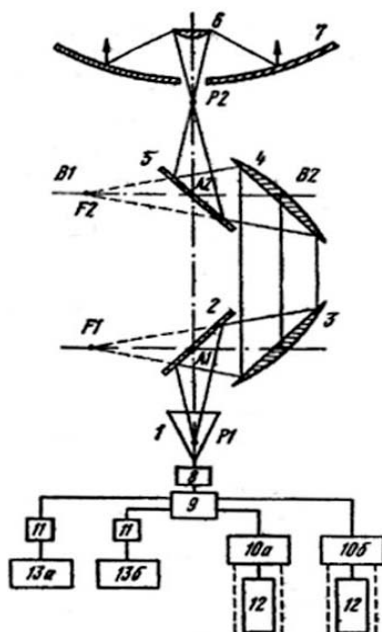
Від опромінювача 1 прийнятий антеною сигнал через герметизуючу секцію 2 по хвильоводу круглого перерізу 3 надходить на блок поляризації 4, перетворює один вид поляризації (обертається) в інший (лінійну) і виділяє сигнал з лінійною поляризацією, який далі через кутomisне обертання-зчленування 5, що герметизує вставку 6 і вхідний загороджувальний фільтр 7, службовець для захисту приймача від сигналів передавача, надходить на вхід приймача 8. Ця схема передбачає, що вхідний блок приймача встановлено в азимутальній кабіні антени. Якщо він встановлений у підзеркальній кабіні, яка обертається разом з дзеркалом антени, то зі схеми виключається зчленування, що обертається 5. Ділянка тракту від виходу блоку 4 до входу приймача 8 виконується на прямокутних хвильоводах, переріз яких відповідає діапазону частот, що використовується.

У напрямі передачі сигнали декількох передавачів 9 об'єднуються в пристрої стеження 10; далі через герметизуючу секцію 11 і зчленування (азимутне 12 і угломестное 13), що обертається, поступають на блок поляризації б, який перетворить лінійну поляризацію передаваних сигналів в кругову (з напрямом обертання, зворотним по відношенню до сигналів, що приймаються) і тим здійснює поєднання сигналів прийому і передачі. Передавальний тракт від виходу пристрою стеження 10 до входу блоку 4 виконується на хвильоводах прямокутного перерізу. Для захисту пере-

давального тракту від НВЧ пробою в декількох (2..4) його точках ставляться фотодатчики, що підключаються до блоку аварійного відключення передавачів. Для запобігання конденсації води і окислення зовнішній тракт за допомогою дегидрататора 14 заповнюється сухим теплим повітрям під невеликим надмірним тиском. Частина тракту, що кондиціонує, відокремлена від іншої герметизуючими секціями 2, 6 і 11. У земних станціях, що працюють на передачу і прийом з двома поляризаціями одночасно, поляризаційний блок повинен мати по два входи і виходу; при цьому конструкція його істотно ускладнюється.

Гідністю тракту хвильового типу є простота технічної реалізації і невисока вартість. Такий тракт забезпечує цілком прийнятні показники в діапазонах частот до 6 ГГц при роботі без поляризаційного ущільнення. Недоліками є великі втрати в тракті передачі (особливо в антенних системах з великим діаметром дзеркала, де довжина передавального тракту може досягати 50м) і труднощі отримання високої кроссполіризаційної розв'язки. Додаткові проблеми виникають при переходженні в діапазони частот вище 10 ГГц, де із-за малих перерізів прямокутних хвильоводів і відносно великих втрат доводиться вживати заходи по примусовому охолодженню АВТ. Частково ці недоліки вдається усунути, виконуючи окремі ділянки тракту на хвильоводах збільшеного перерізу, які мають відповідно менші питомі втрати. Для узгодження збільшеного хвильоводу із стандартним і поглинання вищих типів хвиль застосовуються переходи, що спеціально погоджують.

Найкращі технічні характеристики має АВТ променеводного типу. Структурна схема такого тракту показано на мал. 14.5.



Мал. 14.5. Структурна схема АВТ променеводного типу.

Сферична хвиля, випромінювана конічним рупором 1, з точки P1 потрапляє на плоске еліптичне дзеркало 2, нахилене під кутом 45° , а потім - на еліптичне параболоїдне дзеркало 3, фокус якого знаходиться в точці F1. Якщо відстані P1A1 та A1F2 рівні, тобто. точка P1 збігається з відображенням точки F1 в дзеркалі 2, то в дзеркалі 3 сферична хвиля рупора 1 трансформується в плоску хвилю і в такому вигляді перевипромінюється на параболоїдне дзеркало 4, аналогічне дзеркало 3. Дзеркало 4

здійснює зворотне центром у фокусі F2, але плоске дзеркало 5 перевипромінює цю хвилю так, що фазовий центр F2 переноситься в точку P2.

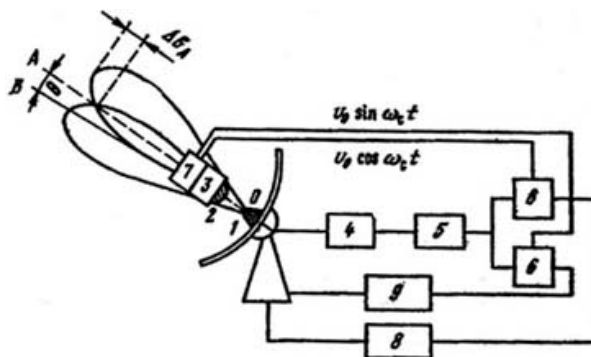
Таким чином, сукупність чотирьох дзеркал забезпечує перенесення фазового центру рупора P1 в точку P2 (фокус контррефлектора) зі збереженням форми випромінюваної хвилі. З точки P2 хвиля потрапляє на контррефлектор 6 і випромінюється в ефір дзеркалом 7. У режимі прийому всі перетворення відбуваються у зворотній послідовності. При обертанні антени по азимуту (навколо осі A1A2) всі чотири дзеркала обертаються одночасно без зміни взаємного розташування. При обертанні антени по кутку місця (навколо осі B1B2) обертається тільки плоске дзеркало 5. Оскільки вісь обертання проходить через центр цього дзеркала, воно також не змінює ходу променів у процесі повороту. Отже, лучевод передає НВЧ енергію від опромінювача до контррефлектора при всіх положеннях основного дзеркала антени. Завдяки великим розмірам дзеркал променевода ($30...40\lambda$), що забезпечують практично повне перехоплення і перевідображення енергії, відсутності обертових зчленувань і хвилеводних секцій променево-дний тракт має дуже малі втрати на передачу і прийом (0,25 дБ...0, 3 дБ). Важливим конструктивним достоїнством лучевода є те, що всі інші елементи тракту (герметизуюча секція 8, блок поляризації 9, пристрої складання потужності передавачів 10 і загороджувальні фільтри приймачів 11) разом з рупором 1 можуть розміщуватися під антеною всередині технічного будинку до передавачів 12 і приймачів 13. Внаслідок нерухомості рупора і блоку поляризації полегшуються умови роботи на двох поляризаціях а і б (див. рис. 14.5). Поляризаційні характеристики і надійність променево-дного тракту вище, ніж хвилеводного, проте вимоги до точності виготовлення його елементів також істотно вищі.

Застосування на земних станціях гостроспрямованих антен і прагнення реалізувати їх максимальне посилення призводить до необхідності точного наведення антен на ШСЗ та автоматичного стеження за його переміщеннями на орбіті. Для антен, що працюють у системах з поляризаційним ущільненням, ця необхідність погіршується тим, що максимум РКП лежить у напрямку головної осі ДН антени і істотно погіршується при відхиленнях від неї, тому для сучасних антен допустима похибка наведення повинна бути не більш $\pm 0,1\Delta\varphi_{0,5}$.

Початковий пошук і наведення антени на ШСЗ можуть здійснюватися вручну або за допомогою пристрою програмного наведення (УПН), який виробляє команди на управління азимутальним і кутомісним приводами на основі вихідних даних про орбіту і траєкторію руху ШСЗ. Розрахунок цілевказівок, тобто. поточних значень азимуту і кута місця антени, виробляється або автономно на земній станції, або централізовано на обчислювальному центрі всієї системи. В останньому випадку цілевказівки передаються з центру на земні станції системи наземними або супутниковими каналами на 2...3 дБ до їх введення в УПН. Вочевидь, що УПН може здійснювати як початкове, а й постійне наведення антени на ШСЗ протягом усього часу зв'язку. Однак похибки, що вносяться УПН (при інтерполяції отриманих цілей), а також приводами і датчиками антеною команд на переміщення, знижують точність наведення. До того ж УПН є досить складним і дорогим пристроєм, тому його застосування виправдане лише в антенах, що працюють з ШСЗ, що швидко летять і не мають жорстких вимог щодо поляризаційної розв'язки.

Істотне удосконалення апаратури автоматичного наведення досягається застосуванням екстремального автомата. Алгоритм його полягає в безперервному вимірі рівня прийнятого від ШСЗ сигналу. При зменшенні рівня сигналу (що свідчить про звільнення ШСЗ з ДН антени) або через задані інтервали часу (5...20 хв) екстремальний автомат включає електросиловий привід і дає йому команди на поодинокі переміщення спочатку по одній, а потім по іншій координаті. За підсумками порівняння рівня сигналу, прийнятого після одиничного переміщення, з початковим рівнем екстремальний автомат визначає напрямок необхідного переміщення антени, тобто. здійснює пошук максимуму ДН. Після знаходження автомат відключає привід до наступного циклу включення. Окрім спрощення апаратури екстремальне регулювання дозволяє значно скоротити споживання електроенергії, оскільки електросиловий привід включається лише періодично і на порівняно короткий час (0,5..1 мин). Застосування екстремального апаратури найдоцільніше для що повільно переміщуються і геостаціонарних ІСЗ. При цьому зниження рівня сигналу, що приймається, до порогу спрацьовування автомата. а також в процесі пошуку екстремуму може бути порівняльне невеликим (0,25..0,3 дБ). Через вказані переваги автомат є нині основним засобом наведення антен на земних станціях вітчизняних систем.

При необхідності ще точнішого наведення антен використовують моноімпульсний метод або метод кінцевого сканування. У СНД ширше застосовується метод кінцевого сканування внаслідок простоти і надійності апаратурної реалізації. Суть його полягає у формуванні діаграми пеленгації і визначенні істинного напрямку на ІСЗ по відношенню до рівносигнального напрямку діаграми пеленгації.



Мал. 14.6. Структурна схема системи автосупроводу методом кінцевого сканування.

На опромінювачі 1 антени (рис. 14.6) або на контррефлекторі 2 встановлюється скануюча насадка (механічна або електрична) 3, яка відхиляє максимум ДН від головної осі антени ОА і обертає її навколо цієї осі з частотою 15 ... 30 Гц, створюючи пеленгаційну діаграму з рівносигнальним напрямком вздовж осі ОА. Якщо сигнал від ШСЗ надходить із напрямку ВО, тобто. під кутом θ до головної осі, то напруга на виході опромінювача антени набуває амплітудної модуляції, глибина та фаза якої залежить від кутової помилки θ . Після приймача 4 і амплітудного детектора сигнал 5 сигналу наведення подається на два фазових детектора 6; на них же подаються два ортогональні напруги від опорного генератора 7, поєднаного зі скануючою насадкою і виробляє синусну і косинусну складові з частотою сканування ω_c . На виході фазо-

вих детекторів формуються напруги, що управляють азимутальним 8 і кутомісним 9 приводами, що переміщують головну вісь антени ОА в напрямку приходу сигналу. При збігу цих осей сигнал на вході приймача виявляється демодульованим і сигнали помилки на виході фазових детекторів дорівнюють нулю.

Метод кінчного сканування забезпечує безперервне і точне підстроювання антенної системи у напрямку на ШСЗ; зниження коефіцієнта посилення антени при скануванні зазвичай не перевищує 0,25 дБ. Конструкція скануючої насадки повинна бути виконана такою, щоб відхилення променя антени здійснювалося тільки на частоті прийому, а модуляція на передачу відсутності.

15 ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАДАНИХ ТЕМПЕРАТУР І ПРИНЦИПИ ТЕРМОРЕГУЛЮВАННЯ

Розглянемо гіпотетичний КА, що складається з приладів і агрегатів, встановлених на загальній конструктивній базі, і функціонує у відкритому просторі поза атмосферами планет. Нехай F – умовна замкнута поверхня КА. Вона може охоплювати один елемент будь-якого приладу, цілком один прилад чи агрегат, групу приладів чи весь КА. Нехай усередині поверхні F розміщуються N елементів. Під ними ми будемо розуміти частину об'єму, що розглядається, температуру якої можна характеризувати деякою середньою величиною T_k . Температуру поверхні F позначимо $T(F)$.

Для об'єму, обмеженого поверхнею F , справедливе рівняння

$$\sum_{k=1}^N c_k m_k \frac{dT_k}{dt} = q_R. \quad (15.1)$$

Тут T_k , c_k , m_k - середня температура, теплоємність і маса до-го елемента всередині об'єму, що розглядається; q_R - результуючий потік тепла, що підводиться до об'єму ($+q_R$) або відводиться від нього ($-q_R$).

Потік q_R можна уявити так:

$$q_R = \sum_{i=1}^L q_i + q_B + q_C - q_I,$$

де q_i - тепловиділення джерел тепла, укладених у обсязі;

L – кількість джерел;

q_B - сумарний тепловий потік, що підводиться до обсягу з відкритого простору;

q_C - сумарний тепловий потік, що підводиться або відводиться від обсягу за рахунок його теплових контактів із сусідніми приладами, агрегатами або конструкцією КА, а також з газом, що наповнює відсік (для герметичних відсіків КА);

q_I - тепловий потік, що випромінюється з поверхні F у відкритий простір.

Якщо даний обсяг не межує з відкритим простором, то q_B і q_I дорівнюють нулю. Складові q_i , q_B і q_I не залежать від температур приладів і елементів, не укладених у об'єм, що розглядається, а q_C істотно залежить від цих температур.

Розглянемо докладніше складові результуючого теплового потоку q_R .

Тепловий потік q_B визначається потоком енергії Сонця, що падає на поверхню F , а також тепловим потоком від планети за рахунок її власного випромінювання і за рахунок відбитої планетою сонячної енергії.

Тепловий потік від Сонця, поглинений деякою плоскою поверхнею, визначається так:

$$q_{BS} = A_s S f \cos \gamma. \quad (15.2)$$

Тут A_s – коефіцієнт поглинання сонячної енергії поверхнею;

S - повна кількість сонячної енергії, що падає на одиничний майданчик, поміщений під прямим кутом до напрямку на Сонце;

f – площа, освітлена Сонцем;

γ - кут між зовнішньою нормаллю до поверхні та напрямком на Сонце.

Якщо поверхня не плоска, співвідношення (15.2) треба записувати для елемента поверхні, а повну енергію слід визначати інтегруванням по всій поверхні.

При розгляді будь-якого приладу КА f і γ будуть залежати від геометрії приладу, його установки на апараті, а також від орієнтації апарату в просторі. Слід також пам'ятати, що частина або вся поверхня приладу, що має контакт з відкритим простором, може бути затінена корпусом апарату або сусідніми приладами.

Над атмосферою Землі при середній відстані від Землі до Сонця, що дорівнює $1,495979 \cdot 10^{13}$ см (рівній великій півосі земної орбіти і званому астрономічною одиницею), S відповідає сонячній постійній S_0 , яка дорівнює $1,360 \cdot 10^6$ ерг/см² с.

На відстані від КА до Сонця (в астрономічних одиницях) S можна визначити за формулою

$$S = \frac{S_0}{\rho^2} .$$

Зауважимо, що величина S практично залежить тільки від положення Землі на її орбіті.

У такому разі з урахуванням відомих формул еліптичного руху можна записати

$$S = S_0 \left(\frac{1 + e \cos \vartheta}{1 - e^2} \right)^2 ,$$

де e – ексцентриситет орбіти;

ϑ - справжня аномалія, тобто кут між напрямками від Сонця до перигелія орбіти та від Сонця до Землі.

Оскільки Земля проходить через перигелій своєї орбіти на початку січня, то з точністю, достатньою для теплових розрахунків, ϑ [град] можна визначати, знаючи час τ [доб.], що минув від січня поточного року.

Прийняття рівності $S = S_0$ відповідає максимальній відносній помилці у визначенні величини S , що дорівнює 3,4%.

Коефіцієнт A_s залежить від властивостей поверхні - від матеріалу поверхні та її обробки. Іноді отримання потрібного значення A_s на поверхню наносять покриття. Залежно від властивостей поверхні значення A_s може змінюватись від 0,08 до 0,95. Для багатьох матеріалів та покриттів значення цього коефіцієнта виявляється нестабільним. Іноді значення A_s у польоті збільшується від 0,1...0,2 до 0,3...0,4.

У ряді випадків зменшення поглинання теплової енергії Сонця частину зовнішньої поверхні КА закривають спеціальною ізоляцією. Найбільшого поширення набула ізоляція, що складається із серії екранів з малими коефіцієнтами випромінювання, так звана екранно-вакуумна теплова ізоляція (ЕВТІ). В якості матеріалу екранів часто використовують поліетилентерефталатну плівку товщиною 5...15 мкм з напиленням на неї шаром алюмінію для зменшення коефіцієнта випромінювання.

Енергія, що падає на поверхню F від планет, визначається характеристиками планети, зокрема, її відстанню від Сонця, положенням орбіти КА щодо термінатора планети, відстанню від апарату до планети, орієнтацією щодо місцевої вертикалі і вектора швидкості, розміщенням даної ділянки поверхні на апараті та його геометрії. Методи розрахунку теплових потоків, що падають на апарат від планет, викладено у спеціальній літературі, присвяченій теплообміну КА із зовнішнім середовищем.

Частина власного випромінювання планети, що поглинається зовнішньою поверхнею КА, залежить від коефіцієнта випромінювання цієї поверхні, а поглинена

частина сонячної енергії, відбитої планетою, визначається тим же коефіцієнтом A_s , від якого залежить і безпосередньо поглинена енергія Сонця. Це з тим, що температури планет Сонячної системи близькі до температурам космічних апаратів, а спектральний розподіл відбитої від планети сонячної енергії практично збігається з сонячним.

Теплові контакти об'єкта, що розглядається, з сусідніми елементами КА визначаються трьома факторами:

- випромінюванням;
- теплопровідністю;
- вимушеною конвекцією (для герметичних відсіків).

Відповідно до цього для величини q_c можна записати співвідношення

$$q_c = \int_F \left\{ \sum_{i=1}^{I(F)} A_i [T_i - T(F)] \right\} dF + \int_F \left\{ \sum_{j=1}^{J(F)} B_j [T_j^4 - T^4(F)] \right\} dF \quad (15.3)$$

де T_i, T_j - температури зовнішніх по відношенню до об'єму, що розглядається, елементів, що мають з цим обсягом теплові контакти; кількість таких елементів, позначене через i і j , у випадку залежить від аналізованого елемента поверхні F .

У співвідношенні (15.3) перший інтеграл визначає теплові потоки, що підходять до об'єму, що розглядається, або відводяться від нього за рахунок теплопровідності або вимушеної конвекції; другий інтеграл визначає теплообмін випромінюванням.

Коефіцієнти A_i та B_j не залежать явно від температур. Вони визначаються такими факторами:

- геометрією об'єму, що розглядається, і розташуванням щодо нього навколишніх приладів і агрегатів КА;
- тепловими контактами в місцях кріплення приладів та агрегатів (контактні опори залежать від матеріалу, обробки контактних поверхонь, від тиску контакту);
- властивостями зовнішніх поверхонь приладів (матеріалами, обробкою, покриттям), що збігаються з кордоном об'єму, що розглядається; від цих властивостей залежить коефіцієнт випромінювання ε ;
- фізичними характеристиками та швидкостями теплоносія або газу відсіку, що має контакт із досліджуваним обсягом.

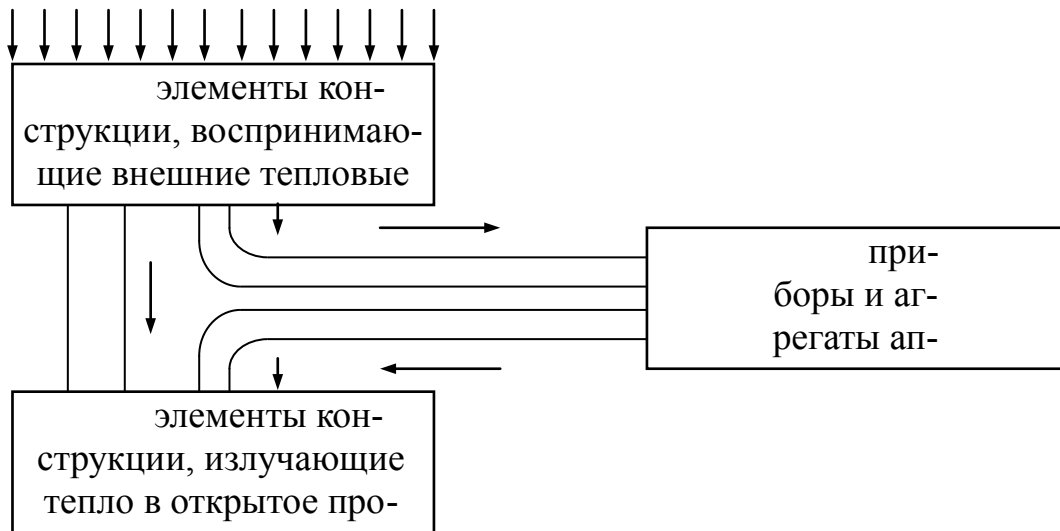
Таким чином, A_i та B_j залежать від конструкції апарату та його окремих приладів, а також від компонування приладового відсіку.

Тепловий потік, що випромінюється з поверхні F у відкритий простір, виражається формулою

$$q_{и} = \sigma_0 \int_{F_1} \varepsilon(F) T^4(F) \cdot dF, \quad F_1 \leq F. \quad (15.4)$$

Тут $\sigma_0 = 5,66956 \cdot 10^{-5}$ ерг/(см²·град⁴·с) – постійна Стефана-Больцмана;

ε - коефіцієнт випромінювання елемента поверхні ($\varepsilon = 1$ для абсолютно чорного тіла); $T(F)$ - абсолютна температура елемента поверхні.



Мал. 15.1. Схема теплових потоків у космічному апараті.

Радіатор - холодильник - це поверхня, що іноді розгортається, з високим коефіцієнтом випромінювання. Якщо радіатор плоскої форми з теплоносієм розміщений так, що інші частини КА не перешкоджають випромінюванню з його робочої поверхні у відкритий простір, то на підставі (15.4) режим такого радіатора - холодильника можна описати наступним наближеним рівнянням, що є окремим випадком (15.1):

$$\sigma_0 \epsilon_p T_p^4 = D(T_T - T_p) + q_v, (15.5)$$

де F_p , ϵ_p , T_p - площа, коефіцієнт випромінювання і температура випромінюючої поверхні радіатора відповідно; T_T - температура теплоносія; D - коефіцієнт, що залежить від фізичних властивостей теплоносія, його масової витрати та конструкції радіатора; q_v - зовнішній тепловий потік, що падає на радіатор.

Якщо на КА не потрапляють теплові потоки від планет і всі поверхні радіатора, крім випромінюючої, ізольовані від зовнішніх теплових потоків, то на підставі виразу (15.2) рівняння (15.5) набуде вигляду

$$F_p(\sigma_0 \epsilon_p T_p^4 - A_s S \cos \gamma) = D(T_T - T_p). (15.6)$$

У разі, коли випромінювання у відкритий простір з поверхні всього КА мало порівняно з випромінюванням радіатора (вся поверхня КА крім радіатора добре ізольована), вираз у правій частині рівняння (15.6) дорівнює сумарному тепловиділенню всіх приладів КА, що дорівнює $\sum_{i=1}^{L_0} q_i$.

З (15.6) може бути отримана наступна формула для розрахунку площі радіатора:

$$F_p \approx \frac{\sum_{i=1}^{L_0} q_i}{\sigma_0 \epsilon_p T_p^4 - A_s S \cos \gamma}.$$

Тут $T_p = T_{\max} - \Delta T_1 - \Delta T_2$,

де ΔT_1 - перепад температур від приладів до теплоносія;

ΔT_2 - перепад температур від теплоносія до поверхні радіатора.

Часто передбачають зміну радіаційних властивостей радіатора – холодильника, зокрема, за рахунок застосування жалюзі. Для оцінок ефективності жалюзі зручно запровадити поняття ефективного коефіцієнта випромінювання радіатора $\varepsilon_{\text{эфф}}$, який на підставі формули (15.4) визначається виразом

$$F_p \varepsilon_{\text{эфф}} T_{p,\text{cp}}^4 = \int_{F_p} \varepsilon(F) T^4(F) dF$$

де $T_{p,\text{cp}}$ – середнє значення температури зовнішніх елементів радіатора;
 F_p – площа радіатора.

16 ОСОБЛИВОСТІ РОЗРОБКИ НЕГЕРМЕТИЧНИХ ОТСЕКІВ

16.1 Питання забезпечення температурних режимів в умовах герметичного відсіку та в умовах відсіку, в якому газ відсутній

КА у негерметичному виконанні мають істотні переваги порівняно з апаратами на основі герметичних корпусів. Маса перших (за інших рівних умов) виявляється меншою від маси других. У першому випадку меншу небезпеку становлять метеорні потоки. Конструкція негерметичних КА простіше, вони технологічніші за герметичні апарати. Час на виготовлення та випробування негерметичних апаратів менший у порівнянні з КА на основі герметичних корпусів. Для негерметичних КА простіше забезпечити вимоги щодо встановлення приладів, тому що, зокрема, виключаються деформації за рахунок зміни тиску у відсіку.

Розробка негерметичного відсіку має особливості. Якщо їх не враховувати, то це призведе до збільшення маси апаратури та засобів, що забезпечують заданий температурний режим.

Припустимо, що тиск у герметичному відсіку впав до кількох міліметрів ртутного стовпа і нижче. Це призведе до наступного:

- зміниться тепловий режим приладів та елементів усередині негерметичних приладів внаслідок зменшення коефіцієнта теплопровідності газу у відсіку та зникнення вимушеної конвекції;
- зростуть коефіцієнти тертя в парах, що труться, механізмів і збільшиться знос цих пар;
- підвищиться випаровування конструкційних матеріалів та мастил, а також вологовиділення з апарату;
- з'явиться ймовірність виникнення електричних газових розрядів у високовольтних ланцюгах окремих приладів;
- якщо в деяких приладах та агрегатах є герметичні порожнини, то збільшаться навантаження на стінки цих порожнин та їх деформації;
- електрорадіоелементи, встановлені в приладах, виявляться в умовах, відмінних від тих, стосовно яких вони були розроблені і випробовані; у такому разі необхідне переузгодження умов роботи та проведення додаткових випробувань.

Намітимо шляхи доопрацювання апаратури та конструкції, при здійсненні яких різке зменшення величини тиску у відсіку не призвело б до зростання маси апаратури та засобів терморегулювання, а також до зниження рівня надійності їх роботи.

Усі прилади герметичного відсіку зручно поділити на три групи: А, Б та В.

До групи А відноситимемо прилади, для нормального функціонування яких у гермовідсіку необхідна вимушена конвекція. Тепловіділяючі елементи (ТВЕЛ) цих приладів встановлюються зовні їх корпусів або корпуси робляться з отворами для пропускання в прилади газу відсіку. Вони встановлюються біля вентилятора відсіку або забезпечуються індивідуальними вентиляторами.

До приладів групи А можна віднести, зокрема, вихідні каскади передавачів радіотелеметричних систем КА, призначених для освоєння далекого космосу, та КА

зв'язку. Теплова потужність, що розсіюється такими передавачами, має значення від десятків ватів до кількох кіловат.

Прилади групи А у негерметичному відсіку працювати не зможуть. Стосовно негерметичного відсіку ці прилади повинні бути допрацьовані так, щоб теплові потоки від ТВЕЛ'ів передавалися на корпус приладу і місця кріплення приладу до конструкції відсіку тільки випромінюванням або теплопровідністю конструктивних елементів. Цього можна досягти, якщо встановити ТВЕЛ, наприклад, на загальний радіатор КА або на деяку поверхню, яка сама може служити індивідуальним радіатором даного приладу.

З (15.4) площа плоского радіатора F_p , необхідна для випромінювання потужності N , дорівнює

$$F_p = \frac{N}{\sigma_0 \varepsilon T^4}.$$

При $N = 1000$ Вт, $\varepsilon = 0,9$ та температурі радіатора, що дорівнює 50°C , $F_p = 1,9$ м², а при температурі 100°C $F_p = 1$ м².

При відведення тепла з використанням радіатора можуть виникнути труднощі, пов'язані із забезпеченням рівномірного розподілу тепла на всю площу радіатора. Вони можуть бути подолані застосуванням теплових труб або збільшенням товщини стінки радіатора і вибором для нього матеріалу з мінімальним ставленням щільності ρ до коефіцієнта теплопровідності матеріалу λ (ρ/λ).

Слід зауважити, що при розробці конструкції радіатора, за площею якого розподіляються ТВЕЛ, має сенс розглянути змінну товщину радіатора.

До групи Б відноситимемо прилади, для функціонування яких у герметичному відсіку використовується якась рідинна система охолодження. Така система зазвичай складається з насоса, трубопроводів і теплообмінників, що відбирають тепло від елементів або стінок приладу для передачі його за допомогою теплоносія на радіатор КА. Часткою випадком даної системи охолодження може бути використання теплових труб.

Якщо тепло від елементів приладу до теплообмінника передається тільки випромінюванням або теплопровідністю, то на роботу приладів групи б практично не впливає тиск газу у відсіку.

До групи В віднесемо прилади, для нормальної роботи яких у гермовідсічці не потрібна вентиляція або примусове охолодження рідиною внутрішніх порожнин. При роботі таких приладів відведення тепла від ТВЕЛ'ів до стінок і місць кріплення приладу здійснюється за рахунок теплопровідності конструкції, на якій встановлені ці елементи, за рахунок випромінювання та теплопровідності газу, що наповнює відсік, а отже, і прилад.

У внутрішніх порожнинах приладів групи В відсутня вимушена конвекція. Зауважимо, що з роботі СУОС виникає прискорення. Але, по-перше, воно досягає невеликої величини, а по-друге, лише на окремих ділянках. Незначне прискорення з'являється і за рахунок припливних ефектів. Зазвичай прискорення, викликане зазначеними факторами, має величину порядку $10^{-3} g$, де g - прискорення земного тяжіння біля Землі. Таким чином, газ, що наповнює прилад, бере участь у внутрішньому тепловому режимі тільки за рахунок теплопровідності.

Прилади групи В - електронні прилади з тепловиділеннями від часток ват до кількох ват. На КА зазвичай значну частину приладів становлять прилади такої групи.

Розглянемо питання забезпечення температурних режимів приладів групи В в умовах герметичного відсіку і в умовах відсіку, в якому газ повністю відсутній. Вважатимемо, що температури стінок приладу в обох випадках однакові. Це припущення справедливе за умови, що конструкція та методи терморегулювання в герметичному та негерметичному відсіках різні.

Для герметичного відсіку, нехтуючи випромінюванням, тепловий потік, що йде від ТВЕЛ приладу до стінки, можна визначити таким чином:

$$q' = (T'_{эл} - T_{ст}) \left(\frac{\lambda_{к} f_{к}}{L_{к}} + \frac{\lambda_{г} f_{г}}{L_{г}} \right), \quad (16.1)$$

де $T'_{эл}$ і $T_{ст}$ - температури елемента та стінки відповідно; $\lambda_{к}, f_{к}, L_{к}$ - середні коефіцієнт теплопровідності, переріз і довжина конструктивного мосту, що з'єднує тепловиділяючий елемент зі стінкою приладу; $\lambda_{г}, f_{г}, L_{г}$; - те саме для стовпа газу, що з'єднує елемент зі стінкою.

Формулою (16.1) ми будемо використовувати для оцінки зростання температури елемента при розгерметизації.

Для приладу без газового середовища, аналогічно (16.1), матимемо

$$q'' = (T''_{эл} - T_{ст}) \frac{\lambda_{к} f_{к}}{L_{к}}. \quad (16.2)$$

Оскільки розглядається той самий прилад, приймемо

$$q' = q''.$$

Зі співвідношень (16.1), (16.2) знаходимо

$$\Delta T = T''_{эл} - T'_{эл} = \frac{\lambda_{г} f_{г} L_{к}}{\lambda_{к} f_{к} L_{г}} (T'_{эл} - T_{ст}).$$

Припустимо, що

$$f_{г} \approx f_{к};$$

$$L_{к} \approx L_{г}.$$

Будемо розглядати як конструкційні матеріали, що мають низьку теплопровідність (пінопласти, азбест та ін.). Для таких матеріалів $\lambda_{к} \approx 0,05 \dots 0,1$ Вт/(м·К).

Приймемо як газ у гермовідсіку азот з $\lambda_{г} = 0,023$ Вт/(м·К).

З урахуванням таких припущень отримаємо

$$\Delta T < 0,5 (T'_{эл} - T_{ст}).$$

У реальних приладах частина тепла від елемента передається випромінюванням, тобто ΔT буде меншою від отриманої.

Таким чином, при розгерметизації відсіку немає підстав очікувати значного збільшення температур ТВЕЛ'ів у приладах групи В.

Зниження ΔT можна досягти за рахунок використання конструктивних матеріалів з великою теплопровідністю, створення спеціальних теплових мостів від елементів до стінок та місць кріплення приладу, заливання приладу тощо.

Слід зазначити, що якщо за рахунок природного або спеціально організованого газовиділення всередині приладу групи В і малої проникності його стінок тиск усе-

редині не опускається нижче 10-2 мм рт. ст., то цей прилад у негерметичному відсіку працюватиме так само, як і у герметичному.

Зауважимо також, що якщо тиск усередині приладу P задовольняє умову

$$P < \frac{b}{L_{r \max}},$$

де b - величина, постійна для кожного газу (для азоту $b \approx 4,5 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст.·см); L_r - довжина газового проміжку, коефіцієнт теплопровідності зменшується пропорційно величині тиску всередині приладу.

Вище передбачалося, що прилад має стіни та місця кріплення до основної конструкції відсіку. На КА середньої та великої маси зазвичай використовуються прилади як автономні складальні одиниці. Це зручно при розробці КА як для головної організації по апарату, так і для організації-розробника приладу. У разі малих КА (масою менше 200 кг) розробка апарату може здійснюватися як єдиного приладу в негерметичному виконанні. У такому випадку всі стінки приладу-апарата мають безпосередній контакт з відкритим простором. Деякі з цих стін або всі можуть бути радіаційними поверхнями, відповідальними за випромінювання тепла у відкритий простір. Потрібно приділити особливу увагу створенню хороших контактів (теплових) між ТВЕЛ'ами та стінками, що служать для випромінювання тепла.

16.2 Забезпечення теплового режиму приладів у негерметичному відсіку

Розглянемо прилад як автономну одиницю, що має стінки та місце кріплення до конструктивних баз відсіку. У такому разі вирішення питання забезпечення теплового режиму зводиться до створення достатніх теплових мостів між стінками та місцями кріплення приладу та радіаційними поверхнями КА або нагрівальними елементами. Теплові контакти в розглянутому випадку визначаються теплопровідністю конструктивних елементів та випромінюванням.

Ефективне відведення тепла забезпечує встановлення приладу на радіатор КА. Цікаво порівняти теплові потоки, що передаються через місця кріплення приладу до радіатора та випромінюванням.

Зазвичай прилад кріпиться до радіатора за допомогою ребер. Нехай ширина ребер дорівнює a , довжина - δ і висота - C . Очевидно, що випромінювання від приладу на радіатор відбувається з площі, що дорівнює AC . Нехай усі інші стінки приладу ізольовані від апаратури відсіку. Позначимо через T_p температуру радіатора, через T_1 - температуру стінки приладу, зверненої до радіатора.

Тоді тепловий потік від приладу до радіатора, що передається випромінюванням, можна уявити у вигляді

$$q_{\text{и}} = 5,67AC\varepsilon \left[\left(\frac{T_1}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_p}{100} \right)^4 \right],$$

де ε - наведений коефіцієнт випромінювання, а розмірності A та C - метри. Розклавши цей вислів у ряд за ступенями відносини $T'_{\text{эл}} - T_{\text{ст}}$, знайдемо

$$q_{\text{и}} \approx 0,227 \cdot A \cdot C \cdot \varepsilon \cdot \left(\frac{T_p}{100} \right)^3 \cdot \Delta T \cdot \left[1 + \frac{3}{2} \frac{\Delta T}{T_p} \right], (16.3)$$

де $\Delta T = T_1 - T_p$.

При $T_p > 273^\circ\text{K}$ и $\Delta T < 30^\circ\text{C}$ другий член в останній формулі не перевищує 16,5% $q_{\text{и}}$. Для подальших оцінок приймемо наступне вираз визначення $q_{\text{и}}$:

$$q_{\text{и}} \approx 0,227 \cdot A \cdot C \cdot \varepsilon \cdot \left(\frac{T_p}{100} \right)^3 \cdot \Delta T.$$

Тепловий потік від приладу до радіатора, що передається по ребрах, визначається за формулою

$$q_{\lambda} = \frac{2aC\lambda}{\delta} \Delta T, \quad (16.4)$$

де λ – коефіцієнт теплопровідності матеріалу ребер.

Зі співвідношень (16.3) і (16.4) випливає

$$\frac{q_{\text{и}}}{q_{\lambda}} = 0,113 \frac{A\varepsilon\delta}{a\lambda} \left(\frac{T_p}{100} \right)^3.$$

Якщо $A < 0,3$ м, $\varepsilon < 0,9$, $\delta < 30$ мм, $\lambda > 125$ Вт/(м·К) (використовуються алюмінієві сплави) та $T_p < 323^\circ\text{K}$ (50°C), то $\frac{q_{\text{и}}}{q_{\lambda}} < 0,125$.

Тобто тепло до радіатора передається переважно через місця кріплення безпосереднім тепловим контактом. Контакт залежить від обробки поверхонь, що контактують, і тиску контакту.

Від деяких приладів порівняно невеликі теплові потоки можуть бути передані радіаційну поверхню через інші прилади. Можна оцінити теплопровідність приладу загалом як елемента конструкції відсіку. При цьому основну роль передачі тепла грають металеві стінки приладу.

На КА, створюваних у герметичному виконанні, у гермовідсіку створюється загальна циркуляція газу (вимушена конвекція). Здійснюється вирівнювання температур окремих приладів. У такому разі вплив компонування апаратури у відсіку на тепловий режим окремих приладів менш істотний. Важливо тільки, щоб ТВЕЛ'и не опинялися в застійних зонах і щоб забезпечувалося обдування ТВЕЛ'ів приладів групи А.

У негерметичному відсіку роль компонування апаратури надзвичайно зростає, оскільки головним фактором, що визначає передачу тепла на радіаційні поверхні КА, є теплопровідність елементів конструкції відсіку. Тому правильний розподіл апаратури щодо радіаційних поверхонь і вибір форми та розміщення радіаторів (так само, як і вибір форми відсіку) можуть призвести до істотного зниження маси конструкції.

Вибір розміщення радіаційних поверхонь залежить від схеми орієнтації КА та діапазону зміни питомої сонячної енергії. Останнє особливо важливо, наприклад, у разі польоту зонда до Сонця.

Як зазначалося вище, при негерметичному виконанні КА особлива роль відводиться теплопровідності конструктивних елементів. Велике значення набуває вибір матеріалів, що мають значні коефіцієнти теплопровідності при малих значеннях щільності.

Коефіцієнти теплопровідності металів суттєво залежать від малих добавок до основного металу та від термічної обробки. Наприклад, алюмінієві сплави при різній термообробці мають коефіцієнт теплопровідності від 110 до 210 Вт/(м·К).

Слід зазначити, що у вакуумі відбувається збільшення коефіцієнта тертя і зносу в парах, що труться, механізмів. Перехід до сухого тертя підвищує коефіцієнт тертя в 2...3 рази і більше. Можливе зварювання (холодне) у мікроконтактах. Для виключення або зменшення зазначених негативних ефектів вживають різні заходи, зокрема такі:

- використовують тверді покриття частин, що труться, наприклад, покривають їх дисульфідом молібдену;
- застосовують вакуумні мастила, що мають малу швидкість випаровування;
- підбирають матеріали пар, що труться.

Іноді для поліпшення умов роботи застосовують часткову герметизацію об'єму, в якому працює механізм, і створюють мікроклімат в цьому обсязі. Слід пам'ятати про випаровування матеріалів у вакуумі. У цьому формується власна атмосфера КА.

16.3 Виникнення електричних розрядів у газі відсіку

Якщо в деякому приладі є два електроди, розділені газовим проміжком, то при певній різниці електричних потенціалів між електродами можуть виникнути електричні розряди, аналогічні тим, що відбуваються в іонних приладах. В останніх розрізняють темний розряд, нормальний та аномальний тліючі розряди, дуговий розряд і коронний. Найбільш небезпечними для приладу є дуговий та коронний розряди.

З появою коронного розряду починається пробой газового проміжка і різко зростають струми в деяких ланцюгах приладу. При цьому може вийти з ладу сам прилад, а також можуть відбутися порушення роботи автоматики КА і системи електроживлення.

Зазначені процеси визначаються різницею потенціалів між електродами або проводами, розділеними тільки газовим проміжком, тиском газу в цьому проміжку, формою електродів та відстанню між ними.

16.3.1 Правило Пашена

При даних матеріалі та формі електродів і даному газі пробивна напруга газового проміжка є функцією тиску газу на відстань між електродами. Ця залежність має мінімум, що визначає мінімальну напругу, яка може призвести до пробоя.

Електродами можуть бути окремі контакти електричних роз'ємів. У цьому випадку газовий проміжок між електродами визначається зазорами між окремими частинами роз'єму, що мають розміри порядку часток мм. Тиск у зазорах відрізняється від тиску у відсіку.

Небезпечним виникнення газових розрядів є діапазон тисків від 0,1 до 30 мм рт. ст. Рекомендується включати апаратуру, що має високовольтні ланцюги після того, як тиск у відсіку стане нижче небезпечної для даного відсіку величини.

17 ВИЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ РОЗМІРІВ КА ГЕРМЕТИЧНОГО ВИКОНАННЯ

Розглянемо найпростіший випадок циліндричного корпусу КА. У такому разі основними розмірами корпусу будуть його діаметр та довжина. Діаметр d корпусу часто визначають (задають) виходячи з умов раціонального використання об'єму під обтічником ракети-носія, розміщення найбільш габаритних приладів апаратури, з урахуванням наявності оснастки на заводі-виробнику.

Загальну довжину корпусу L можна визначити з використанням залежності

$$L = \frac{V}{S},$$

де V - об'єм корпусу;

S – площа поперечного перерізу корпусу.

Об'єм V легко визначити на основі інформації про коефіцієнт заповнення об'єму корпусу k_3 таким чином:

$$V = \frac{G_{\text{пр}}}{k_3}.$$

Тут $G_{\text{пр}}$ - загальна маса приладів, які розміщуються в корпусі.

Остаточно маємо

$$L = \frac{4G_{\text{пр}}}{k_3 \pi d^2}.$$

При виборі значень коефіцієнта k_3 використовують статистичні дані. Для КА розробки ДКБ "Південне" $k_3 \approx 0,23 \dots 1,0$. Зауважимо, що $k_3 \approx 1,0$ відповідає приладам типу хімічних батарей. Середнє значення k_3 дорівнює приблизно 0,5.

Аналогічним чином можуть бути визначені розміри частин (відсіків) корпусів складнішої конфігурації.

18 ГАЗОВЕ СЕРЕДОВИЩЕ У ГЕРМЕТИЧНИХ ВІДСІКАХ

При розгляді газового середовища в герметичних відсіках слідуватимемо роботі [3].

У деяких КА ряд приладів, агрегатів і систем розміщують у герметичних відсіках, в яких є газове середовище. Герметизація відсіку зазвичай призводить до збільшення маси конструкції та кабельної мережі за рахунок установки герметизуючих фланців з ущільненням і герметичних електричних роз'ємів, а також за рахунок збільшення товщини оболонки в порівнянні з товщиною захисного екрану негерметичного відсіку. Однак наявність газового середовища полегшує забезпечення заданого температурного режиму приладів, зменшує коефіцієнт тертя і знос у парах, що труться, механізмів і наближає умови експлуатації окремих серійних електрорадіоелементів до земних умов, стосовно яких ці елементи були розроблені і випробувані.

Газове середовище в герметичних відсіках характеризується тиском і вмістом газів і парів. Від тиску газового середовища залежать деформації корпусу відсіку, коефіцієнт теплопровідності газу та коефіцієнти тепловіддачі від приладів до газу. Крім того, при зниженні тиску нижче деякого рівня можливе виникнення електричних газових розрядів у високовольтних ланцюгах окремих приладів.

Склад газу впливає на коефіцієнти теплопровідності і тепловіддачі, може впливати на працездатність деяких приладів і механізмів, що мають пари, що труться.

Склад газу, що наповнює відсік, зазвичай поділяють на основний склад та домішки. Під основним складом розуміються гази, якими заправляються герметичні відсіки, а під домішками – додаткові гази та пари, що виділяються з апаратури та конструкції після остаточної заправки, а також компоненти, що є наслідком неповного очищення газів, якими заправлені відсіки.

При виборі основного складу газу у відсіках автоматичних КА керуються міркуваннями нормального функціонування приладів та агрегатів, розташованих у відсіку, та забезпечення теплового режиму.

Зазвичай використовують для заправки нейтральні гази, найчастіше азот. Іноді при заправці додають кілька інших газів або парів. Зокрема, можливі такі добавки:

- гелій – для більш швидкого та точного визначення ступеня герметичності відсіку;
- водяні пари – у випадках, коли очікуване вологовиділення апаратури невелике, а з точки зору функціонування приладів необхідна досить велика вологість;
- кисень – для поліпшення роботи пар механізмів, що труться.

Зміст водяної пари в газовому середовищі можна визначати або відносною вологістю газу при певній температурі, або температурою точки роси T_p , або масою водяної пари, що містяться в одиниці об'єму відсіку, тобто так званої абсолютної вологістю D .

Точка роси - це таке поєднання температури, тиску і вмісту водяної пари в одиниці обсягу відсіку, при якому може відбуватися конденсація водяної пари. При досягненні сумішшю газу з водяною парою значення температури точки роси парціальний тиск водяної пари стає рівним тиску насиченої пари і за наявності центрів конденсації відбувається утворення водяних крапель. За певного тиску суміші тем-

пература точки роси T_p пов'язана з абсолютною вологістю D однозначним співвідношенням.

Допустимо, що в деякому обсязі суміш газу з водяною парою має температуру T , а вміст водяної пари відповідає температурі точки роси T_{p0} . Вочевидь, що $T_{p0} < T$.

Відносну вологість (у відсотках) аналізованої суміші газу з парою можна визначити формулою:

$$\varphi = \frac{D(T_{p0})}{D(T_p)} 100 \% .$$

Якщо відома відносна вологість суміші
ки роси в обсязі визначиться виразом

$$T_{p0} = T_p \left[\frac{\varphi}{100} D(T) \right] .$$

Стан насичення в обсязі, що розглядається, характеризується умовою $\varphi=100\%$ або $T = T_{p0}$. Якщо у відсіку є елементи конструкції з температурою нижче або рівною температурі точки роси газової суміші, то на поверхні цих елементів можливе утворення водяних крапель. У випадках, коли U випадках, коли поверхні зазначених елементів змочуються, на цих поверхнях можливе утворення водяних плівок, а при подальшому зниженні температури – і льоду.

Зміст водяної пари в газовому середовищі впливає на процес висихання приладів, матеріалів і елементів, що знаходяться всередині відсіку, і на коефіцієнт тертя в парах, що труться, причому збільшення вмісту парів уповільнює або зовсім зупиняє процес висихання і зменшує коефіцієнт тертя.

З іншого боку, зі збільшенням вологості газу може виникнути конденсація вологи на елементах конструкції при виконанні наведених вище умов. Особливу небезпеку це для оптичних пристроїв, наприклад, ілюмінаторів. Крім того, поява вологи на окремих приладах може змінити опір ізоляції або викликати інші небажані зміни у працездатності приладів та агрегатів. Вибір допустимого діапазону вмісту водяної пари в приладовому відсіку здійснюється ще на стадії розробки проекту КА, так як цей діапазон визначає цілий ряд конструктивних і технологічних заходів.

Поява водяної пари в герметичному відсіку може бути обумовлена наявністю водяної пари в газі, яким заправляється відсік, або виділенням вологи з приладів, агрегатів, кабелів та елементів конструкції, що знаходяться у відсіку.

Якщо необхідно мати мінімальну кількість водяної пари у відсіку, то при заправці прагнуть використовувати найбільш сухі гази. Зазвичай, якщо не застосовувати спеціальних заходів, можна розраховувати на заправку газом, що має точку роси від -50 до -55°C , оскільки найпоширеніші у космічній техніці заправні гази мають такі параметри вологості.

Виділення вологи з приладів, агрегатів та елементів конструкції має місце у будь-якому КА. Заздалегідь прогнозувати це виділення важко, так як воно залежить не тільки від конструкції відсіку, матеріалів, приладів та кабелів, а й від умов збирання елементів конструкції та приладів, а також від умов збирання. Попередньо, до збирання або до заповнення сухим газом відсіку, сушіння приладів і агрегатів є мало доцільним хоча б тому, що ефективність сушіння суттєво залежить від температури, а нагрівання приладів вище $60...70^\circ\text{C}$, як правило, не допускається. Сушіння ж при

□ □ re

нормальній температурі вимагає досить тривалого витримування приладів і кабелів в атмосфері сухого газу або у вакуумі, що подовжує процес підготовки апарата до пуску.

Якщо гранична вологість усередині герметичного відсіку виявиться вищою за максимально допустиму величину, то необхідні спеціальні заходи щодо зменшення вологості газу. Як такі заходи можна зазначити такі:

- виморожування вологи на окремих елементах конструкції або спеціальних агрегатах системи терморегулювання, що мають досить низьку температуру;
- адсорбція водяної пари на силікагелі, активному глиноземі, цеолітах та т. п.;
- використання хімічних поглиначів типу хлористого кальцію, їдкого натрію, їдкого калі та ін.

Перелічені способи зменшення вологості характерні тим, що при їх застосуванні практично неможливо отримати абсолютну вологість нижче певної межі, яка зветься ефективності сушіння або ступеня сушіння. Зокрема, при виморожуванні температура точки роси суміші газу з паром не може бути нижчою за температуру найхолоднішої поверхні у відсіку.

Підтримання вологості в герметичному відсіку приладів на досить низькому рівні може виявитися складним завданням. Тому при розробці нового КА доцільно проаналізувати можливості підвищення допустимої вологості у відсіку. У першу чергу потрібно розглянути шляхи збільшення температури холодних елементів, на яких може конденсуватися волога.

Радикальним рішенням проблеми вологості є, звичайно, перехід до негерметичного відсіку і встановлення в ньому апаратури, здатної функціонувати у вакуумі.

Інші домішки (крім водяної пари) у газовому середовищі відсіку істотно залежать від розміщеної в ньому апаратури та конструктивних матеріалів. Зокрема, якщо у відсіку встановлена батарея зі срібно-цинкових акумуляторів, то в газовому середовищі відсіку присутній водень, що виділяється цими акумуляторами при їх розряді. Якщо зазначена батарея працює і в режимі заряду, то можливо виділення кисню. У разі застосування такої батареї суміш газів у відсіку повинна бути перевірена на вибухобезпечність з урахуванням можливих домішок у заправних газах та виділення кисню з апаратури та конструкції.

Джерелами домішок у газовому середовищі можуть бути агрегати і магістралі системи терморегулювання, якщо в цій системі використовуються теплоносії.

Домішки в газовому середовищі герметичного відсіку можуть вплинути на працездатність апаратури, що знаходиться у відсіку, і викликати утворення плівок конденсату на окремих найбільш холодних елементах конструкції і приладів, що в свою чергу може негативно вплинути на роботу апаратури.

Припустимо, що до деякого моменту активного існування КА у відсік може виділитися m_p парів будь-якої речовини. Припустимо, що у відсіку є деяка поверхня з температурою T_0 , випадання конденсату парів на якій неприпустимо. Якщо пружність розглянутих парів при температурі T_0 позначити $p_{н.п.}(T_0)$, то умова відсутності небажаного конденсату на зазначеній поверхні виразиться такою нерівністю:

$$m_n < \frac{p_{н.п.}(T_0)V_c\mu_n}{RT} . \quad (18.1)$$

Тут m_n - кількість пар будь-якої речовини, що виділилося у відсік до деякого моменту активного існування апарату за рахунок негерметичності ділових приладів, агрегатів і магістралей, що містять рідини або газу.

\bar{R} - універсальна газова постійна;

T - середня температура газу у відсіку;

μ_n - молекулярна вага парів;

V_c - вільний обсяг відсіку.

Якщо умову (15.1) виконати неможливо, то необхідна установка у відсіку спеціального поглинача.

Крім вмісту газів і парів газове середовище герметичних відсіків характеризується тиском. Як зазначалося вище, від тиску залежать коефіцієнти теплопровідності і тепловіддачі, маса і деформації корпусу відсіку і працездатність окремих приладів, зокрема коефіцієнти тертя в парах, що труться, і знос цих пар. У випадках, коли приймається рішення про герметизацію приладового відсіку, умови експлуатації серійних електрорадіоелементів намагаються наблизити до "земних" умов, що дещо спрощує вибір і узгодження цих елементів і позбавляє необхідності ці елементи перевіряти.

Зазначені міркування призводять до того, що в більшості випадків тиск заправки герметичних відсіків вибирають близьким до атмосферного. При цьому, щоб компенсувати можливі витоки та уникнути зовнішнього тиску на оболонку, коли зовнішній тиск перевищує внутрішній, тиск заправки вибирають дещо більшим за нормальний атмосферний тиск. Зазвичай тиск заправки лежить у межах 900...2000 мм рт. ст.

У деяких випадках для зменшення маси корпусу може виявитися цілорозумним під час польоту тиск у герметичному відсіку мати нижче атмосферного, наприклад, 100...400 мм рт. ст.

Якщо у герметичному відсіку відсутня система підтримки заданого тиску, то тиск у відсіку в певний момент часу визначиться виразом

$$p = p_0 \frac{T}{T_0} - \Delta p_1 + \Delta p_2, \quad (18.2)$$

де p_0 , T_0 - тиск та температура газу відразу після заправки;

T - температура газу в даний момент часу;

Δp_1 - падіння тиску у відсіку за рахунок витоку;

Δp_2 - натікання з ємностей, що знаходяться усередині відсіку.

Розмір Δp_2 у формулі (18.2) зазвичай значно менше змін тиску за рахунок температури та за рахунок витоків з відсіку. Це викликано тим, що ємності з газом, як правило, не розміщують усередині герметичного відсіку. Можлива присутність у середині відсіку ємностей з рідинами, наприклад теплоносієм системи терморегулювання, для яких забезпечити високу герметичність ємностей і магістралей істотно простіше, ніж для газу.

На підставі рівняння стану газу можна отримати

$$\frac{dp}{dt} = -\frac{1}{V_c} \sum_{i=1}^n Q_i = -\frac{Q_{\Sigma}}{V_c},$$

де Q_i - витік або потік газу через i отвір;

Q_{Σ} - сумарний витік із відсіку.

Величину витоку зазвичай вимірюють у мкм рт. ст. л/с. Для пояснення фізичного сенсу цієї розмірності вкажемо, що якщо у відсіку з вільним об'ємом 1л є текти 1 мкм рт. ст. л/с, це означає, що через 1с після заправки тиск у відсіку зменшиться на 1 мкм рт. ст. Витік визначають експериментально після остаточного складання відсіку. У кресленнях задають гранично допустиме значення сумарного витоку. Відсік визнається придатним до льотних випробувань, якщо фактична величина витоку, визначена після складання, не перевищує вказане в кресленнях значення.

Зазвичай для герметичних відсіків середньої складності та масою 100...1000 кг величина Q_{Σ} становить 0,1...1,0 мкм рт. ст. л/с. При $Q_{\Sigma} = 0,2$ і $V_c = 100$ л зменшення тиску у відсіку через рік польоту становить $\sim 10^4$ Н/м². До речі, така ж зміна тиску матиме місце при зміні температури газу у відсіку на 20°C при тиску та температурі заправки відповідно $1,5 \cdot 10^5$ Н/м² та 300°K.

Щоб визначити величину Δp_1 у виразі (18.2) як функцію часу польоту, що необхідно для прогнозування тиску у відсіку, потрібно, крім величини витоку, заміряної на Землі після остаточного складання, знати характер закінчення газу з отворів. Як крайні випадки розглянемо молекулярне закінчення, коли довжина вільного пробігу молекул у каналі велика в порівнянні з перерізом каналу, і закінчення, коли об'ємна витрата пропорційна тиску у відсіку.

При значеннях витоку, характерних для сучасних КА, формула для величини Δp_1 у виразі (18.2) може бути подана так:

$$\Delta p_1 \approx \frac{Q_{\Sigma 0}}{V_c} t,$$

де $Q_{\Sigma 0}$ - сумарний витік, заміряна Землі.

19 МЕТОДИ ГЕРМЕТИЗАЦІЇ

Методи герметизації зводяться до застосування спеціальних низькочастотних і високочастотних електричних гермовводів, до зменшення числа роз'ємних з'єднань, використання в нероз'ємних з'єднаннях зварювання, ретельного розрахунку та виготовлення роз'ємних з'єднань, зокрема з'єднань окремих частин корпусу відсіку між собою. Крім того, герметизація відсіку підвищує вимоги до технології виготовлення окремих конструктивних елементів відсіку та їх контролю.

У гермовводах, що застосовуються, як правило, використовується скло, в яке вварюються електричні контакти.

У роз'ємних з'єднаннях як ущільнюючі прокладки найбільш широке застосування отримали гумові прокладки. Сенс ущільнення гумою полягає в тому, що внаслідок еластичності гума при певній величині деформації заповнює мікронерівності, що є на поверхнях фланців. При правильному розрахунку та виготовленні гумового ущільнення витоку через фланець визначаються в основному проникністю гуми.

Основні правила конструктивного виконання фланців з гумовим ущільненням:

– зменшення висоти гумової прокладки внаслідок деформації має бути від 30 до 50%;

– конструкція фланців по можливості повинна дозволяти їхню затяжку до контакту металевих поверхонь; при цьому може бути досить точно розрахована деформація гуми, так як розкид величини деформації буде визначатися лише допусками на виготовлення деталей фланців; якщо виконати цю вимогу неможливо, то затягування фланців має здійснюватися моментним ключем;

– розміри пазів та канавок для гумових прокладок повинні вибиратися таким чином, щоб після стягування болтів паз був заповнений гумою не менше ніж на 95%; при цьому форма та розміри прокладок розраховують виходячи з умови незмінності обсягу гуми при деформації;

– гумова прокладка повинна бути захищена від впливу сонячних променів та від контакту з оліями та органічними розчинниками.

Крім того, при розробці герметичного з'єднання з гумою повинні бути уточнені допустимі для прийнятої марки гуми температурні умови, так як при дуже низьких або занадто високих температурах гума втрачає свої властивості, що герметизують.

Поряд із гумовими застосовуються прокладки з м'яких металів – свинцю, алюмінію тощо.

20 РОЗРАХУНОК МАС, КООРДИНАТ ЦЕНТРІВ МАС І МОМЕНТІВ ІНЕРЦІЇ ДЕТАЛІВ, ЗБІРКОВИХ ОДИНИЦЬ І КА В ЦІЛОМУ

При обчисленні маси і координат центрів мас деталей, складальних одиниць і КА в цілому доцільно використовувати прямокутні системи координат, початку яких розташовані біля основ відповідних деталей, збірних одиниць або КА, а для обчислення моментів інерції - системи координат з початками у тому центрах мас. Розбиваючи геометрично складне тіло площинами, перпендикулярними осям введених систем координат, на елементи, конфігурацію яких можна подати у вигляді простих геометричних тіл, визначають масу тіла як суму мас елементів

$$m = \sum_{i=1}^n m_i ,$$

де m_i - маса i -го елемента, n - кількість елементів.

Маса кожного елемента може бути обчислена як добуток його густини ρ_i на обсяг v_i , тобто $m_i = \rho_i v_i$.

Статичний момент S знаходять як суму творів маси кожного елемента тіла на відстань від його центру мас до осі обраної системи координат r_i

$$S = \sum_{i=1}^n m_i r_i .$$

Координати центру мас тіла, складальної одиниці або КА по кожній осі обраної системи координат $Oxuz$ розраховують з використанням статичного моменту таким чином:

$$x = \frac{S_x}{M}, \quad y = \frac{S_y}{M}, \quad z = \frac{S_z}{M} .$$

Тут M - маса відповідно до тіла, складальної одиниці або КА.

Власні моменти інерції щодо однієї з осей введеної системи координат визначають як суму творів маси кожного елемента тіла на квадрат відстані від центру мас цього елемента до відповідної осі центральної системи координат r_i , тобто

$$J = \sum_{i=1}^n m_i r_i^2 .$$

Відцентрові моменти інерції - це сума творів маси кожного елемента тіла на дві його координати, що виражають відстань від центру мас елемента до перпендикулярних взаємних осей. Наприклад, якщо розглядати відстань до x і y центральної системи координат, то матимемо

$$J_{xy} = \sum_{i=1}^n m_i r_{ix} r_{iy} .$$

Значення координат центру мас n елементів і моментів інерції деталей і складальних одиниць, обчислені щодо власних систем координат, наводять шляхом розвороту та паралельного перенесення осей координат до загальної системи координат, пов'язаної з центром мас КА.

21 ПРО РАЦІОНАЛЬНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КА

При розгляді завдання про раціональне проектування КА будемо слідувати роботі [3].

21.1 Поняття про процес проектування

Процес проектування космічного апарату включає вибір траєкторії, визначення складу та основних параметрів його систем, логіки роботи окремих систем та їх взаємодії, розробку зовнішньої та внутрішньої компоновок, визначення складу та основних характеристик бортових антен, складання програми роботи - загальної та в окремих сеансах.

З погляду спеціалізації інженерних робіт у процесі проектування космічного апарату проводяться конструкторські та розрахункові роботи, розробка логічних та електричних схем і розробка програм розрахунків та аналізів на ЕОМ. Розрахункові роботи, зокрема, включають:

- балістичне проектування;
- проектні та перевірочні розрахунки на міцність;
- розрахунки мас, моментів інерції, становища центру мас і становища основних осей інерції;
- теплові розрахунки;
- розрахунки внутрішніх та зовнішніх обурюючих моментів, що діють на апарат;
- розрахунки щодо газового середовища герметичних відсіків;
- динамічні дослідження, які мають на меті визначити вимоги або перевірити жорсткість конструкції з точки зору усунення небажаного впливу одних механічних приладів на інші та на роботу системи орієнтації;
- оцінки ймовірності метеоритного ураження та ерозії зовнішніх поверхонь, визначення потреби у спеціальних заходах захисту (додаткові екрани, збільшення товщини оболонок, вибір більш стійких покриттів тощо. буд.);
- оцінки передбачуваних доз радіації для приладів, скла, покриттів та елементів конструкції з неметалевих матеріалів;
- розрахунки по системі електроживлення, системі орієнтації та іншим системам.

Процес повинен охоплювати розробку та узгодження технічного завдання на даний космічний апарат, розробку технічної пропозиції, ескізного та технічного проєктів.

Очевидно, що у процесі проектування КА мають бути узгоджені між собою основні параметри окремих систем, характеристики траєкторії, програма роботи та конструкція апарату.

У попередніх розділах було виявлено та проаналізовано фізичні зв'язки.

Дослідження фізичних зв'язків у процесі проектування необхідно, по-перше, для зазначеного вище узгодження основних параметрів бортових систем між собою, з траєкторією, програмою роботи та конструкцією і, по-друге, для відшукування де-

яких оптимальних з будь-якої точки зору проектних рішень у частині поєднання основних параметрів та характеристик апарату.

По суті, узгодження основних параметрів систем між собою, з характеристиками траєкторії та конструкцією і є проектуванням у звичайному сенсі цього слова.

Друге із зазначених завдань - відшукування оптимальних поєднань параметрів і характеристик - набагато складніше за першу і вирішується далеко не завжди. Це пояснюється переважно складністю подібних досліджень. Вказані раніше фізичні зв'язки, незважаючи на свою неповноту та ілюстративний характер, вже дають уявлення про складність відшукування оптимальних поєднань параметрів.

Ця складність погіршується тим, що істотний вплив на параметри систем, масові та інші характеристики апарату надають його зовнішнє та внутрішнє компонування.

Найчастіше компонування апарату виявляється результатом інтуїтивного творчого мислення проєктантів й у сенсі є предметом інженерного мистецтва, а чи не суворого аналізу.

Щоб уникнути вибору випадкового варіанта, іноді доручають розробку компонування кільком фахівцям, після чого здійснюють вибір найкращого варіанту. Але й у разі вибір варіанта найчастіше проводиться з урахуванням інтуїції керівника робіт, отже, у цьому виборі підсвідомо беруть участь особисті уподобання, прагнення спростити аналіз і подальші роботи та інші міркування, які завжди призводять до оптимального чи близького до оптимального варіанту.

У той же час недостатньо продуманий вибір зовнішнього компонування може призвести до нераціональних значень моментів інерції апарату, збільшення маси бортової кабельної мережі, погіршення характеристик бортових антен, ускладнення технології тощо.

Якщо в процесі розробки проекту космічного апарату досить глибоко аналізуються фізичні зв'язки, характерні для даного апарату, і в проекті реалізуються оптимальні або близькі до оптимального поєднання параметрів і характеристик, то таке проектування назвемо раціональним. Якщо даний апарат створено на основі раціонального проектування, то деякі його характеристики, які були прийняті як критерії, будуть близькі до екстремальних значень.

Раціональне проектування лише наближає розробників до ідеального варіанту.

Зазначимо, що в деяких роботах стосовно літальних апаратів, зокрема, до космічних, використовується термін оптимальне проектування. Під оптимальним проектуванням розуміється відшукування деяких оптимальних характеристик апарату, таких, як, наприклад, розподіл мас ступенів ракети, закону зміни тяги двигунів і т. д. При цьому ряд параметрів і характеристик приймається заданим. Зокрема, приймається заданою компоновочна схема апарату.

Тому замість терміну оптимальне проектування використовується більш строгий термін раціональне проектування. Цим терміном підкреслюється ще й те, що у процесі раціонального проектування в повному обсязі параметри і характеристики перебувають у результаті суворого вирішення екстремальних завдань, але обов'язковий детальний аналіз всіх фізичних зв'язків і обґрунтований вибір параметрів і характеристик апарату, включаючи його компоновку.

Для здійснення раціонального проектування необхідно визначити деякі критерії, до екстремальних значень яких потрібно прагнути при відшуканні поєднань параметрів і характеристик космічного апарату. Ці критерії визначаються завданнями, що ставляться перед даним космічним апаратом, або технічним завданням на апарат, що визначає його призначення та умови експлуатації.

Через велику різноманітність космічних апаратів неможливо перерахувати всі критерії, з якими можуть зіткнутися їх розробники. Нижче обговоримо деякі з можливих критеріїв.

Для деяких космічних апаратів критерієм може бути маса наукової апаратури, яку можна встановити на даному апараті. У найпростішому випадку визначається траєкторія і ракета виведення, що визначають загальну масу M_0 апарату, яку можна вивести на дану траєкторію. У цьому випадку маса наукової апаратури $M_{н.а.}$ буде рівна

$$M_{н.а.} = M_0 - M_{с.с.} \quad (21.1)$$

де $M_{с.с.}$ - сумарна маса службових систем, конструкції та бортової кабельної мережі, яка потрібна на забезпечення роботи цієї апаратури.

У найпростішому випадку, коли задані траєкторія або досить вузький діапазон траєкторій і ракета виведення, завдання раціонального проектування зводиться в математичному плані до мінімізації сумарної маси службових систем, конструкції і бортової кабельної мережі. При цьому початкову масу апарату M_0 можна вважати заданою величиною.

Тут ми виходимо з припущення, що чим більша маса наукової апаратури, тим наукова цінність космічного апарату вища. Очевидно, при ретельному і обґрунтованому виборі наукових завдань припущення справедливо.

Викладений підхід до раціонального проектування, коли шукається мінімум сумарної маси службових систем при заданій траєкторії і ракеті виведення, передбачає, що маса службових систем не залежить від маси наукової апаратури. Такий підхід має дуже обмежене застосування, так як у більшості випадків маса засобів терморегулювання, засобів кодування, обробки та передачі інформації, системи електроживлення та системи орієнтації залежить від маси наукової апаратури, її призначення та програми роботи.

Для тих випадків, коли величину $M_{с.с.}$ у співвідношенні (21.1) не можна вважати незалежною від величини $M_{н.а.}$, замість зазначеного співвідношення іноді можна записати наступне:

$$M_{н.а.} + f_{с.с.}(M_{н.а.}) = M_0 - M_{с.с.}^0, \quad (21.2)$$

де $M_{с.с.}^0$ - сумарна маса службових систем і конструкції, яка не залежить від маси наукової апаратури; $f_{с.с.}(M_{н.а.})$ - додаткова маса службових систем та конструкції, необхідна для обслуговування наукової апаратури та залежна від її маси, складу та програми роботи.

Тут можливі різні методи вирішення задачі про раціональне проектування. Зокрема, можна шукати мінімум величини $M_{с.с.}^0$ у виразі (21.2), а отриману в результаті цього величину $M_{н.а.} + f_{с.с.}(M_{н.а.})$ розділяти на масу власне наукової апаратури та додаткову масу службових систем та конструкції $f_{с.с.}(M_{н.а.})$. Якщо функція $f_{с.с.}(M_{н.а.})$ до-

силь проста, то співвідношення (21.2) можна дозволити щодо величини $M_{н.а.}$, тобто. знайти вираз виду

$$M_{н.а.} = F(M_0, M_{с.с.}^0). \quad (21.3)$$

У цьому випадку можна шукати максимум безпосередньо величини $M_{н.а.}$

Суворішим, хоча й більш трудомістким, є інший метод розв'язання задачі, коли для всіх варіантів службових систем і компоновок визначаються і маса наукової апаратури, і її склад, і програма роботи, які можуть бути реалізовані на даному космічному апараті при заданому M_0 . Тут для кожного з варіантів службових систем та компоновок проводяться по суті повна або майже повна розробка проекту та остаточне узгодження основних параметрів усіх бортових систем та характеристик апарату.

В останньому з розглянутих методів вирішення задачі раціонального проектування за критерій може прийматися вже не маса наукової апаратури, а програма наукових досліджень або робіт, які проводяться за допомогою даного космічного апарату. Найкращим слід визнати той варіант апарату, для якого ця програма є найбільш повною з будь-якої точки зору, тобто в даному випадку ще необхідний спеціальний критерій оцінки різних програм наукових досліджень. Як такий критерій оцінки різних програм може бути, зокрема, обраний обсяг наукової інформації, переданої з борту апарату за час польоту.

Зазначимо для ілюстрації сказаного, що теоретично можливий випадок, коли з двох варіантів космічного апарату виявиться кращим не той, у якого маса наукової апаратури більша, а той, у якого ця маса менша, зате допустимо більше електроспоживання наукової апаратури, за рахунок чого програма наукових досліджень виявиться повнішою.

Як можливий критерій слід вказати на надійність знову спроектованого космічного апарату. У деяких випадках можуть бути задані траєкторія або орбіта, ракета виведення, склад і характеристики наукової апаратури, а також програма роботи цієї апаратури. Траєкторія та ракета виведення у свою чергу визначають початкову масу апарату.

Надійність може бути виражена ймовірністю виконання основної задачі, під якою тут потрібно розуміти роботу наукової апаратури за заданою програмою, зокрема, протягом заданого часу. Цей час іноді називають *часом функціонування апарату чи часом активного існування*.

Позначивши ймовірність безвідмовної роботи апарату за заданий час t_0 через, можна записати

$$B = B[(C_{m,n}), (T_i), (P_j), t_0], \quad (21.4)$$

де $(C_{m,n})$ - кінцева множина основних параметрів систем; m – номер системи; n – номер параметра; (T_i) - безліч параметрів, що визначають траєкторію апарату; (P_j) – безліч параметрів, що визначають програму роботи.

Зокрема, може бути задана ймовірність розв'язання даного завдання, а мінімізуватися має кількість космічних апаратів, призначених для розв'язання задачі. При цьому, якщо наукова апаратура повинна вирішувати декілька завдань, причому несуттєво, вирішуються ці завдання при одному пуску або при кількох пусках, то при порівнянні різних варіантів проектних рішень доцільно визначати не тільки можли-

вість виконання всіх завдань при одному пуску, але і можливості виконання окремих завдань. Це пов'язано з тим, що при зроблених припущеннях кількість апаратів, що вирішують всі завдання із заданою ймовірністю, залежатимуть від зазначених ймовірностей. Необхідні для цього співвідношення можуть бути отримані на основі відомих законів і формул теорії ймовірностей.

Зазначимо, що мінімальна кількість апаратів відповідає мінімальній вартості розв'язання цієї задачі або мінімального часу виконання всієї програми.

Як критерій можна використовувати і час функціонування апарату при надійності, не меншій певної заданої величини.

Закінчуючи розгляд різних критеріїв, відзначимо, що для будь-якого космічного апарату, що знову проектується, можна знайти критерій, який повинен бути покладений в основу раціонального проектування.

При розробці космічного апарату доводиться мати справу з низкою обмежень і вимог, які необхідно враховувати в процесі проектування. Розглянемо деякі з них.

1. Головною вимогою до космічного апарату, що знову розробляється, є призначення апарату: супутник Землі на низькій орбіті, призначений для вивчення природних ресурсів; супутник зв'язку на геостаціонарній орбіті; міжпланетний апарат, призначений для доставки наукової станції на поверхню будь-якої планети; космічний зонд для вивчення космічного простору поза площиною екліптики тощо.

2. Якщо задана ракета виведення та траєкторія, то початкова маса апарату не повинна перевищувати деякої величини, яку можна вважати заданою при розробці проекту.

Установка апарата на заданій ракеті виведення вимагає, щоб габаритні розміри апарату не виходили за деякі межі. Іноді для виконання цієї вимоги деякі із зовнішніх приладів і агрегатів доводиться розміщувати на елементах конструкції, що розкладаються або розгортаються. У цих випадках зазначені прилади та агрегати займають робоче положення після відокремлення апарату від ракети виведення. До таких приладів і агрегатів відносяться такі, які мають значні габарити (наприклад, сонячні батареї та антени) або які в робочому положенні мають бути віддалені від основної маси приладів. До останньої групи належать деякі наукові прилади, наприклад датчики магнітометра.

3. Вище при розгляді критеріїв говорилося, що для деяких космічних апаратів може бути задана маса наукової апаратури, проте не завжди можуть бути задані ракета виведення і траєкторія, які визначають початкову масу апарату. Очевидно, що при деяких значеннях початкової маси апарату забезпечити роботу наукової апаратури заданої маси неможливо. У разі доводиться переходити іншу ракету виведення чи зменшувати масу наукової апаратури.

4. Може бути задана не тільки маса наукової апаратури, але і її характеристики та програма роботи. При цьому з'являються вимоги до службових систем апарату: до системи терморегулювання - в частині випромінювання через радіатор тепла, що виділяється науковою апаратурою; до радіотелеметричної системи - у частині забезпечення передачі наукової інформації; до обсягу приладового відсіку розміщення у ньому наукової апаратури заданих об'єму та конфігурації вхідних до неї приладів.

5. Для геостаціонарних супутників спеціальною міжнародною угодою введено обмеження на вихідну потужність бортових передавачів. Якщо для такого супутника

потрібно забезпечити задану швидкість передачі інформації, необхідно мати досить високі коефіцієнти посилення бортових антен, що в свою чергу може вимагати збільшення точності наведення антен і відповідно збільшення витрати робочого тіла або витрати електроенергії.

6. Часто розробки нового космічного апарату орієнтуються на вже наявні наземні пункти управління та прийому інформації. Це створює певні обмеження на програму роботи апарату та його траєкторію.

Ряд обмежень і вимог, які мають бути враховані при проектуванні космічного апарату, можна подати як фіксовані значення деяких основних параметрів систем, параметрів траєкторії та програми роботи або як гранично допустимі значення деяких з цих параметрів. У зазначених випадках обмеження та вимоги повинні бути виражені у вигляді деяких констант у рівняннях, що визначають фізичні зв'язки.

Зі сказаного випливає, що в процесі раціонального проектування повинні бути розглянуті рівняння та нерівності, що визначають фізичні зв'язки, характерні для апаратів даного призначення або типу, та обмеження та вимоги до даного апарату. У ці висловлювання входять деякі константи.

Зазначені рівняння та нерівності напишемо у вигляді

$$\Phi_r[(C_{m,n}), (T_i), (P_j)] \begin{cases} = 0, \\ \geq 0 \end{cases}, \quad (21.5)$$

де $n = 1, 2, \dots, N_m$; N_m – кількість основних параметрів m -ї системи, $m = 1, 2, \dots, M$; M – кількість бортових систем; $i = 1, 2, \dots, I$; $r = 1, 2, \dots, R$; $j = 1, 2, \dots, J$.

Використовуючи введені позначення, для загальної кількості всіх основних параметрів N_Σ можна записати такий вираз:

$$N_\Sigma = \sum_{m=1}^M N_m + I + J. \quad (21.6)$$

До рівнянь і нерівностей (21.5) необхідно додати рівняння, визначальне залежність обраного критерію K від параметрів $(C_{m,n}), (T_i), (P_j)$, тобто.

$$K = K[(C_{m,n}), (T_i), (P_j)].$$

У загальному випадку до виразів (21.5) і (21.6) може входити час.

Якщо всі вирази (21.5) є рівняннями і , то завдання пошуку оптимальних значень параметрів зводиться до знаходження умовного екстремуму функції багатьох змінних. Співвідношення типу (21.5) при цьому є рівняннями зв'язків.

Якщо ж частина співвідношень (21.5) є нерівностями, то завдання знаходження змінних $(C_{m,n}), (T_i)$ і (P_j) , що мінімізують величину K , носить назву задачі лінійного або нелінійного програмування залежно від виду функцій K та Φ .

Метою раціонального проектування є створення проекту апарату, для якого величина обраного критерію близька до максимального або мінімального значення. При цьому повинні бути розглянуті і різні компоновочні схеми, і різні схеми орієнтації, і різні методи створення керуючих і коригувальних сил і т. д. Залежно від варіантів проектних рішень змінюватиметься вид функцій Φ і K . Отже, раціональне проектування зводиться до дослідження функцій K при рівняннях зв'язків (21.5) для різних варіантів космічного апарату, що знову проектується.

Знаходження оптимальних значень параметрів одного варіанта запису функцій Φ і Δ назовемо *приватним завданням раціонального проектування*. По суті, це завдання оптимізації деякого окремого варіанту космічного апарату.

В окремих випадках аналіз фізичних зв'язків, характерних для деякого варіанта космічного апарату, дозволяє знайти оптимальні поєднання частини параметрів, що спрощує вирішення задачі раціонального проектування. Математично це означає, що з системи (21.5) можна виділити підсистему, що містить тільки частину параметрів, і знайти деякий приватний критерій, що залежить від цієї частини параметрів і не суперечить загальному критерію K . Завдання такого типу можна назвати *приватними завданнями оптимального проектування* космічного апарату.

При вирішенні зазначених оптимальних завдань як критеріїв, зокрема, можна використовувати масу або надійність системи або групи систем або приладів, якщо зменшення маси цієї групи не призводить до зменшення надійності апарату, а збільшення надійності не призводить до збільшення маси. Це з тим, що збільшення надійності системи чи групи систем збільшує надійність апарату загалом, що доцільно для будь-якого апарату. Зменшення ж маси групи систем чи приладів дозволить або збільшити масу наукових приладів апарату, або збільшити надійність за рахунок додаткового резервування та збільшення запасів робочого тіла для орієнтації, корекції та маневрів, або поліпшити деякі параметри траєкторії. Як ще одного приватного критерію можна вказати на інформативність радіолінії «борт - Земля», так як це також доцільно для будь-якого космічного апарату.

21.2 Варіант алгоритму раціонального проектування

Перед викладом варіанта алгоритму раціонального проектування зробимо ряд припущень, що стосуються рівнянь і нерівностей (21.5). По суті, ці припущення визначають деякий клас космічних апаратів, для якого вони справедливі і для якого буде запропоновано варіант алгоритму.

У співвідношення (21.5) входять лише рівняння, нерівності відсутні. Це обґрунтовується тим, що для багатьох космічних апаратів нерівності, що впливають із вимог до апарату та обмежень, можуть бути замінені рівняннями.

Не розглядаються процеси спуску та посадки на поверхню Землі та планет, а також процеси зльоту з планети та ділянки роботи на поверхні Місяця та планет. Якщо у складі космічного апарату є відсіки, призначені для роботи на зазначених ділянках, то приймається, що ці відсіки можуть розглядатися окремо від апарату, що доставляє їх до планети, як самостійні апарати або наукові станції.

У рівняння (21.5) не входить явно час і всі параметри є постійними. Відповідно, до цих рівнянь не входять диференціальні рівняння. Це допущення справедливе у тих випадках, коли наявні на окремих етапах польоту ділянки з працюючими двигунами «стягнуті в точки», тобто ці ділянки характеризуються тільки модулями швидкостей, які необхідні для корекцій і маневрів траєкторії. Це припущення може бути виправдане при досить високих тягах рухової установки.

Серед параметрів, що варіюються, відсутні параметри і характеристики траєкторії апарату. Тим самим передбачається, що вибір схеми польоту, основних параметрів траєкторії, і навіть визначення вимог до апарату з погляду реалізації необхідної траєкторії здійснено заздалегідь, до визначення параметрів систем, компонування і

програми роботи. Проведення такого етапу робіт, який іноді називають *балістичним проектуванням*, часто може бути розпочато відразу після отримання технічного завдання на даний космічний апарат. У тих випадках, коли є залежність параметрів траєкторії від параметрів деяких систем, а останні не можуть бути визначені заздалегідь до комплексного дослідження параметрів апарату, доведеться користуватися методом послідовних наближень.

Балістичне проектування - це самостійна область проектування космічних апаратів.

В результаті балістичного проектування повинні бути визначені характеристики траєкторії, початкова маса апарату, яку можна вивести на цю траєкторію заданою ракетою виведення, характеристичні швидкості, діапазони часів проведення корекцій та маневрів, вимоги до законів управління положенням вектора тяги під час корекцій та маневрів та необхідні точності і, крім того, всі необхідні для розробки системи управління орієнтацією та програми роботи дані, такі, як, наприклад, кути між можливими оптичними орієнтирами та часи видимості апарату з наземних пунктів.

Кількість рівнянь зв'язку (21.5) менше числа параметрів, що варіюються. Якщо це припущення не виконано, то завдання вибору оптимальних параметрів не може бути вирішено, тому що не залишається вільних параметрів для мінімізації критерію K . Швидше за все це означає, що не виявлено всі вільні параметри, і необхідно переглянути склад параметрів, і вид функцій K та Φ .

При допущеннях завдання знаходження оптимальних параметрів зводиться до знаходження умовного екстремуму функції багатьох змінних D_0 при рівняннях зв'язку (21.5). При цьому в рівняння (21.5) і в критерій D_0 будуть входити в якості параметрів систем апарату, що варіюються, параметри, що характеризують його компонування і конструкцію, параметри, що визначають програму роботи.

Вище говорилося, що вид функцій Φ і K залежить від варіантів проектних рішень, зокрема, від компонування схеми, схеми орієнтації, схеми побудови та функціонування окремих бортових систем і т. д. Це не дозволяє звести процес проектування до вирішення однієї математично строго поставленої задачі. Цю складність можна подолати в такий спосіб.

Припустимо, що на якомусь етапі проектування знайдено варіант апарату та програми, що задовольняє всі вимоги та обмеження. Цей варіант апарата назвемо *опорним*. Припустимо, що він характеризується параметрами (див. (21.4), (21.5)), які назвемо *вихідними*. Ці параметри будуть задовольняти рівнянням типу (21.5), які враховують фізичні зв'язки та обмеження, характерні для знайденого варіанту апарату.

Очевидно, що склад і технічний зміст параметрів апарату, а отже, структура виразів типу (21.5) і константи, що входять до них, не будуть змінюватися при змінах параметрів усередині деяких інтервалів біля значень $(\bar{C}_{m,n})$ і (\bar{P}_j) . Для зазначених інтервалів кожного параметра введемо такі позначення:

$$[C'_{m,n}, C''_{m,n}], [P'_j, P''_j]. \quad (21.7)$$

Для зручності викладу нижче під опорним розумітимемо варіант, що характеризується інтервалами зміни параметрів (21.7).

Оптимізація опорного варіанта зводиться до пошуку значень параметрів ($C_{m,n}$) і (P_j), що лежать всередині інтервалів (21.7) і реалізують максимальне або мінімальне значення критерію До виконання рівнянь типу (21.5), записаних для опорного варіанту.

Якщо є кілька опорних варіантів апарату, то для кожного з них може бути складена система співвідношень (21.5) і умови застосування цих співвідношень знайдені межі зміни параметрів (21.7). Після цього, використовуючи той чи інший математичний апарат, можна здійснити оптимізацію варіантів і знайти для них екстремальні значення критерію K . Порівняння між собою значень K дозволить вибрати найкращий з точки зору прийнятого критерію варіант апарату зі своїми оптимальними параметрами. На цьому можна вважати закінченим процес раціонального проектування.

Вирішення повної задачі на екстремум критерію K як функції всіх основних параметрів апарату навіть для одного опорного варіанту може виявитися занадто трудомістким процесом. У цьому випадку доведеться розбивати завдання на ряд приватних завдань та користуватися приватними критеріями, про які йшлося вище.

Викладений шлях раціонального проектування, звісно, не заперечує процес інтуїтивного творчого мислення. Цей процес проявляє себе в пропозиціях та розробках опорних варіантів, а також у балістичному проектуванні.

Необхідно відзначити, що при проектуванні будь-якого космічного апарату доводиться брати до уваги міркування, пов'язані з технологічними можливостями, з можливістю замовлення приладів та обладнання суміжним організаціям, зі вартістю та ін. При реалізації процесу раціонального проектування зазначені міркування повинні враховуватися при розробленні опорних варіантів та при призначенні меж інтервалів зміни параметрів (21.7).

У деяких випадках варіант ракети виведення може не задаватися технічним завданням і не виявлятися досить легко на етапі аналізу цього завдання. У цих випадках може виявитися необхідним весь процес раціонального проектування або його частину провести для різних варіантів ракети виведення. Тут під ракетою виведення розуміється перша чи перша і друга ступені деякої базової ракети, а також додаткові щаблі, необхідні для виведення на траєкторію космічного апарату, що знову розробляється.

В якості параметрів, що характеризують зовнішнє компонування опорного варіанту апарату, слід вибирати такі параметри, які впливають на характеристики та параметри бортових систем, масу конструкції та еліпсоїд інерції (наприклад, розміри, що визначають площу плоскої сонячної батареї, і розмір, що визначає її положення щодо будь-яких базових поверхонь, діаметр параболічної антени, розміри, що визначають приладовий відсік, і т. д.). Очевидно, що кількість параметрів повинна бути мінімальною, щоб зайво не ускладнювати загальне екстремальне завдання. —ношення сторін батареї, оскільки від цього відношення можуть залежати моменти інерції апарату, маса батареї і момент світлового тиску. Взагалі, потрібно помітити, що визначення складу параметрів, що підлягають варіюванню на етапі вирішення екстремальної задачі, вельми відповідальна операція. Мінімізація загальної кількості параметрів здійснюється лише з урахуванням інтуїції розробників і основі рішення приватних проектних завдань на етапі розробки опорних варіантів.

З погляду обсягу обчислень найбільшу складність представляє етап знаходження оптимальних параметрів та екстремальних значень критерію K всіх опорних варіантів.

ЛИТЕРАТУРА

1. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е/ Под редакцией А. В. Солодова. - М.: Воениздат, 1971.- 430 с.
2. Постоянные магниты: Справочник/ Альтман А. Б. и др. Под редакцией Ю. М. Пятина.- М.: Энергия, 1980.- 488 с.
3. Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов.- М.: Наука, 1980.- 320 с.
4. Бонч-Бруевич А. М., Быков В. Л., Кантор Л. Я. и др. Системы спутниковой связи.- М.: Радио и связь, 1992.- 224 с.